MANUAL DE OPERAÇÃO

EMB-810D

INDÚSTRIA AERONÁUTICA S.A.

MANUAL DE OPERAÇÃO
MO - 810D/492

ESTA PUBLICAÇÃO É APLICÁVEL SOMENTE AOS AVIÕES DE NÚMERO DE SÉRIE 810453 E SEGUINTES.

Rev. 17 de 28/12/1998

EMB-810D

N° DE SÉRIE: 810.745
MATRÍCULA: PT-VNK

ESTE DOCUMENTO CONTÉM TODAS AS INFORMAÇÕES QUE DEVEM SER FORNECIDAS AO PILOTO, CONFORME REQUERIDO PELO RBHA 1340 (CAR-3) E DEVE ESTAR SEMPRE A BORDO DA AERONAVE.

AS SEÇÕES 2, 3, 4, 5, 6 e 9 (SUPLEMENTOS), SÃO APROVADAS PELO CTA. AS INFORMAÇÕES CONTIDAS NAS SEÇÕES APROVADAS PREVALECEM SOBRE AS DAS SEÇÕES NÃO APROVADAS.

APROVADO POR: [signature]

ANTONIO BAKOWSKI
Chefe da Divisão de Homologação
Vice-Direção de Homologação
Instituto de Fomento e Coordenação Industrial
Centro Técnico Aeroespacial

DATA DA APROVAÇÃO: 19 de março de 1982

INDÚSTRIA AERONÁUTICA S/A.

INTRODUÇÃO

Este Manual aplica-se especificamente ao avião EMB-810D, designado pelo número de série e pela matrícula indicada na página de rosto deste Manual.

Foi traduzido do "Pilot's Operating Handbook and FAA Approved Airplane Flight Manual, Report VB-1110", aplicável às aeronaves modelo PA34-220T, publicado em 08 de janeiro de 1981, incluindo a Revisão nº 2 de 17 de agosto de 1981 e, contendo, entretanto, as adaptações necessárias para refletir o avião fabricado pela NEIVA.

Este Manual só pode ser usado para operação da aeronave quando mantido atualizado.

A partir do avião número de série 810800, ocorreu a nacionalização deste produto, sendo mantido o modelo EMB-810D e todas as características técnicas. Esta modificação, introduzida através da revisão 11 de 18 de novembro de 1992, exclui das páginas do Manual de Operação das aeronaves 810800 e seg. a designação comercial e, também, substitui os termos "EMBRAER" e "PIPER" por "NEIVA", ou eliminou estes termos. Para as aeronaves anteriores a este número de série, as revisões do Manual de Operação, a partir da revisão 11, terão as páginas sem a designação comercial e com a substituição ou exclusão dos termos "EMBRAER" e "PIPER".

NEIVA

EMB - 810D

SEÇÕES APROVADAS PELO CTA

MO - 810/492

As seguintes seções constituem o Manual de Vôo Aprovado pelo CTA

SEÇÃO - 2 LIMITAÇÕES
3 PROCEDIMENTOS DE EMERGÊNCIA
4 PROCEDIMENTOS NORMAIS
5 DESEMPENHO
6 PESO E BALANCEAMENTO
9 SUPLEMENTOS 1, 2, 3, 4, 5, 6, 7, 8, 9, 10, 11, 12, 13, 14, 15, 16, 17, 18, 19, 20, 21, 22, 23 e 24.

ATUALIZAÇÃO DO MANUAL

1. GERAL

As informações constantes deste Manual de Operação serão mantidas atualizadas por meio de revisões distribuídas aos proprietários dos aviões.
O material de revisão consistirá de toda a informação necessária para atualizar o texto do presente Manual e/ou acrescentar informações relativas a equipamento posteriormente adicionado ao avião.

NOTA

A "CARTA A - Lista de Verificação do Peso Vazio Básico", foi atualizada quando da entrega da aeronave pelo fabricante e a partir dessa época, ela deve ser atualizada pelo proprietário.

2. REVISÕES

As revisões incluem, de maneira definitiva, as alterações no Manual.
As revisões são distribuídas como adição ou substituição de páginas e trazem, ao pé da página, a data da emissão da revisão.
As revisões serão relacionadas na "Folha de Aprovação de Revisões", constante deste Manual, bem como a respectiva aprovação do CTA.

3. INCLUSÃO DAS REVISÕES

a. Ao receber uma Revisão, leia inicialmente as instruções que a acompanham.

b. Faça as devidas anotações na Página "Registro de Revisões" do Manual.

c. Insira a Revisão no Manual, de acordo com as seguintes instruções:

(1) As páginas de Revisão substituem páginas com o mesmo número. Retire do Manual as páginas substituídas, destrua-as e inclua as páginas revisadas.

(2) Insira todas as páginas adicionadas dentro de cada seção, na seqüencia numérica correta.

(3) As páginas, cujos números são seguidos de uma letra, deverão ser inseridas imediatamente após a página com a mesma parte numérica.

4. IDENTIFICAÇÃO DO MATERIAL REVISADO

Os textos ou ilustrações modificados são indicados por um traço preto vertical na margem externa da página, ao lado do material revisado, adicionado ou eliminado. Um traço ao lado do número da página indica que o texto ou a ilustração não foram alterados, mas que o material foi deslocado para uma página diferente ou que uma página totalmente nova foi adicionada. Os traços pretos indicarão somente revisões com alterações, adição ou eliminação do texto ou das ilustrações existentes. Alterações gramaticais ou de localização da matéria numa mesma página não serão identificadas por símbolos.

OBSERVAÇÃO

As seguintes definições aplicam-se aos tópicos "ATENÇÃO", "ADVERTÊNCIA" e "NOTA", encontrados no Manual.

ATENÇÃO	Procedimentos de operação, técnicas, etc., que resultarão em danos físicos ou perda de vida se não cuidadosamente seguidos.
ADVERTÊNCIA	Procedimentos de operação, técnicas, etc., que resultarão em danos ou destruição do equipamento se não cuidadosamente seguidos.
NOTA	Procedimentos de operação, etc., que devem ser enfatizados.

SUMÁRIO

SEÇÃO 1

GENERALIDADES

ÍNDICE

SEÇÃO 1

GENERALIDADES

1-1. INTRODUÇÃO

Este "Manual de Operação" foi elaborado para utilização como guia operacional para o piloto. Contém as informações exigidas pelo C.A.R.3 que devem ser fornecidas ao piloto. Inclui ainda dados suplementares fornecidos pela NEIVA.

Este Manual não se destina a substituir uma instrução de vôo adequada e competente, ou o conhecimento das diretrizes de aeronavegabilidade aplicáveis e os requisitos operacionais de tráfego aéreo. Não se constitui, também, num guia para instrução básica de vôo ou manual de treinamento, só devendo ser utilizado para fins operacionais, quando devidamente atualizado.

É responsabilidade do proprietário da aeronave, assegurar-se de que a mesma está em condições de aeronavegabilidade. Cabe ao piloto em comando determinar se o avião está em condições seguras para o vôo, além de permanecer dentro dos limites operacionais estabelecidos de acordo com as marcações nos instrumentos, letreiros e com este Manual.

Embora este Manual tenha sido disposto de forma a aumentar a sua utilidade em vôo, o mesmo não deve ser usado, apenas, como referência ocasional para a operação. O piloto deve estudá-lo integralmente antes do vôo, para familiarizar-se com as limitações, desempenho, procedimentos e características de manuseio do avião.

Este Manual foi dividido em dez (10) seções numeradas (algarismos arábicos), cada qual dotada, na margem externa, de uma faixa divisória para referência rápida. As "Limitações" e os "Procedimentos de Emergência" foram antepostos aos "Procedimentos Normais" e às demais Seções, para prover melhor acesso às informações que possam ser necessárias em vôo. A Seção "Procedimentos de Emergência" possui uma faixa divisória vermelha para referência instantânea à Seção. As páginas identificadas como "DEIXADA EM BRANCO INTENCIONALMENTE", assim como as omissões propositais de alguns números de parágrafos, de ilustrações e de itens, destinam-se a facilitar a ampliação deste manual.

1-3. AERONAVE

O EMB-810D é uma aeronave bimotor, monoplano, equipada com trem de pouso retrátil, inteiramente metálica, dispondo de acomodações para um máximo de sete ocupantes. A figura 1-1, "Três Vistas", mostra a aeronave e suas principais dimensões.

1-5. MOTORES

a. Número de Motores 2

b. Fabricante dos Motores .... Continental

c. Modelo dos Motores

— Motor Esquerdo .... TSIO - 360 KB ( )

— Motor Direito .... LTSIO - 360 KB ( )

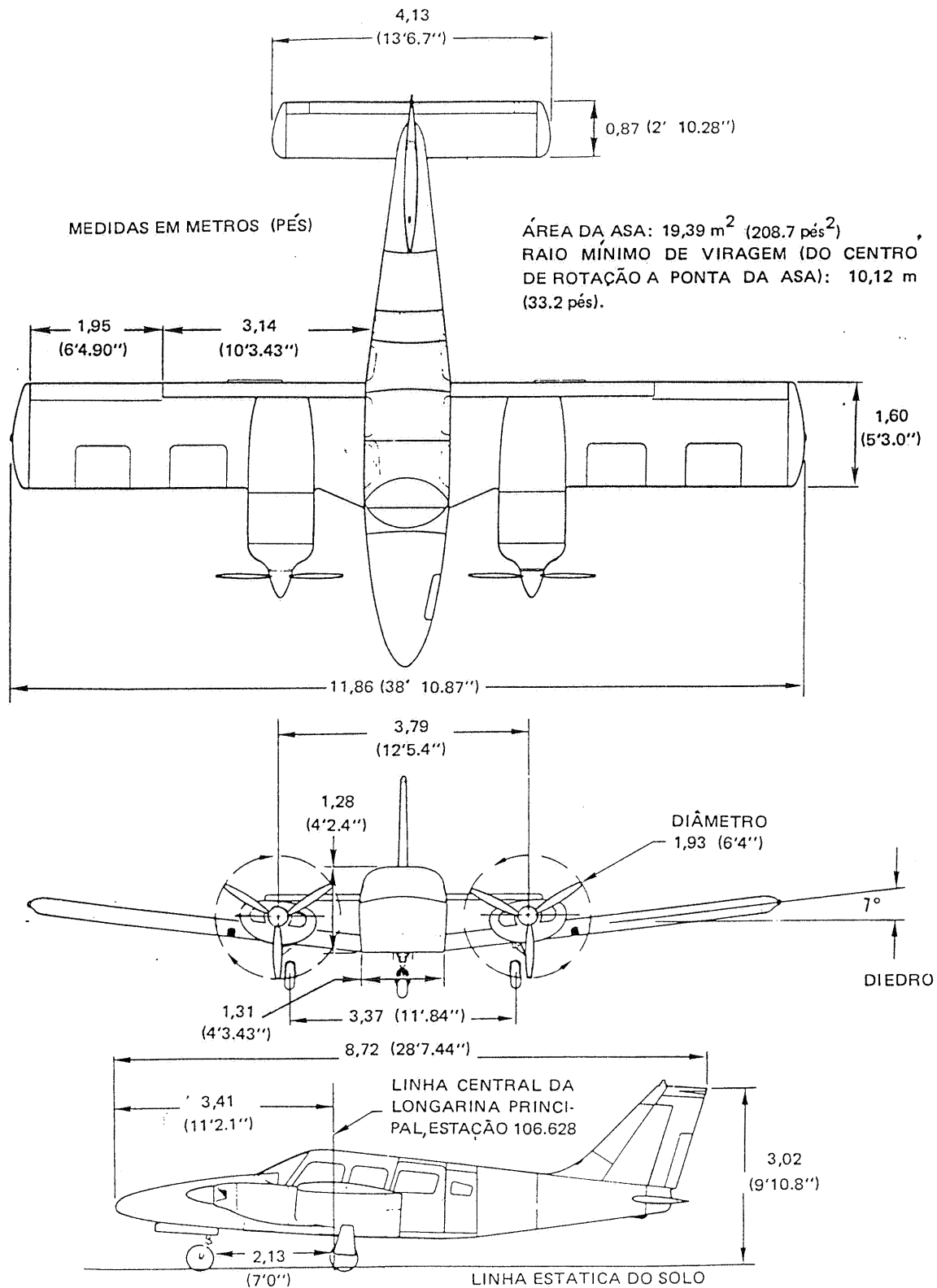



Figura 1-1. Três Vistas

	DE DECOLAGEM (LIMITES 5 MIN)	MÁXIMA CONTÍNUA
d. Potência	220 HP	200 HP
e. Rotação	2800 RPM	2600 RPM

f. Diâmetro dos cilindros .... 11,39 cm (4,483 pol.)
g. Curso .... 9,84 cm (3,875 pol.)
h. Cilindrada .... 5900 cm^3 (360 pol^3)
i. Taxa de compressão 7,5:1
j. Tipo do motor .... Seis Cilindros, Opostos Horizontalmente, Transmissão Direta, Refrigerado a Ar.

1.7 HÉLICES

1.7.1 McCAULEY

a. Números de Hélices 2
b. Fabricante da Hélice .... McCAULEY
c. Modelos das Pás
  Motor Esquerdo 82NFA-6
  Motor Direito L82NFA-6
d. Números de Pás 3
e. Modelos dos cubos
  Motor Esquerdo 3AF32C508
  Motor Direito 3AF32C509
f. Diâmetros das Hélices
  - Mínimo .... 190,50 cm (75 pol.)
  - Máximo .... 193,04 cm (76 pol.)
g. Tipo da Hélices .... Rotação Constante, Passo Controlado Hidraulicamente, Embandeiramento Total.

1.7.2 HARTZELL

a. Números de Hélices 2
b. Fabricante da Hélice .... HARTZELL
c. Modelos das Pás
  Motor Esquerdo .... FC 7453
  Motor Direito .... FJC 7453
d. Números de Pás 3
e. Modelos dos cubos
  Motor Esquerdo PHC-C3YF-2KUF
  Motor Direito PHC-C3YF-2LKUF
f. Diâmetros das Hélices
  - Mínimo .... 190,50 cm (75 pol.)
  - Máximo .... 193,04 cm (76 pol.)

g. Tipo das Hélices .... Rotação Constante, Passo Controlado Hidraulicamente, Embandeiramento Total.

1.9 COMBUSTÍVEL

a. Capacidade Total
Com tanques intermediários .... 484 litros (128 US Gal)
Sem tanques intermediários........ 371 litros (98 US Gal)

b. Combustível Utilizável
Com tanques intermediários .... 465 litros (123 US Gal)
Sem tanques intermediários........ 352 litros (93 US Gal)

NOTA

Os tanques intermediários são do tipo “Célula de Combustível” e estão instalados entre os tanques principais de cada asa. O avião é entregue pela Neiva com os tanques intermediários.

c. Octanagem (Gasolina Tipo Aviação ASTM-D-910-79)
- Índice Mínimo........ 100 - Verde ou 100 LL - Azul
- Combustível Alternativo .... Consulte o Continental Service Bulletin “Fuel and Oil Grades, atualizado.

1.11 ÓLEO

a. Capacidade por Motor .... 7,6 litros (8 US Quarts)
b. Especificação .... Consulte o Continental Service Bulletin “Fuel and Oil Grades”, atualizado.

c. Viscosidade do óleo em função da Temperatura Média Ambiente (veja a tabela abaixo):

VISCOSIDADE DO ÓLEO EM FUNÇÃO DA TEMPERATURA MÉDIA AMBIENTE		
TEMPERATURA	ÓLEOS DE VISCOSIDADE SIMPLES	
	TIPO AVIAÇÃO	SAE Nº
Abaixo de 4°C (40°F)	1065	30
Acima de 4°C (40°F)	1100	50
TEMPERATURA	ÓLEOS DE MULTIVISCOSIDADE	
Abaixo de 4°C (40°F)	SAE 10W30, SAE 15W50, SAE 20W50	
Acima de 4°C (40°F)	SAE 15W50, SAE 20W50, SAE 20W60	

Para operação em temperaturas em torno de 4°C, utilize o óleo de menor viscosidade. São aprovados óleos de multiviscosidade que estejam conforme a Especificação MHS-24B da "Teledyne Continental Motors".

1-13. PESOS MÁXIMOS

a. Peso Máximo de Rampa .... 2165 kgf (4773 lb)
b. Peso Máximo de Decolagem .... 2155 kgf (4750 lb)
c. Peso Máximo de Aterragem .... 2047 kgf (4513 lb)
d. Peso Máximo Zero Combustível (Valor Padrão) .... 2028 kgf (4470 lb)
e. Pesos Máximos nos Bagageiros:
   — Dianteiro .... 45 kgf (100 lb)
   — Traseiro .... 45 kgf (100 lb)

1-15. PESOS-PADRÃO

Consulte a figura 6-3 para Peso Vazio Básico e Carga Útil Máxima.

1-17. CARACTERÍSTICAS DOS BAGAGEIROS

	DIANTEIRO	TRASEIRO
a. Peso Máximo	45 kgf (100 lb)	45 kgf (100 lb)
b. Capacidade Volumétrica	0,43 m^3 (15,3 $pés^3$)	0,49 m^3 (17,3 $pés^3$)
c. Largura da Porta	61 cm (24 pol)	
d. Altura da Porta	53 cm (21 pol)	

1-19. CARGAS ESPECÍFICAS

a. Carga Alar .... 111 kgf/m^2 (22,8 $lb/pés^2$)
b. Carga de Potência .... 4,90 kgf/HP (10,8 lb/HP)

1-21. SÍMBOLOS, ABREVIATURAS E TERMINOLOGIA

São definidos a seguir, os símbolos, abreviaturas e terminologia empregados neste Manual e outros que possam ser de grande significância operacional para o piloto.

a. Terminologia e Símbolos Gerais de Velocidade

   — V_C (Velocidade Calibrada)

   É a velocidade indicada, corrigida quanto aos erros de posição e do instrumento. A velocidade calibrada é igual à velocidade verdadeira na atmosfera-padrão ao nível do mar.

   — Nós V_C

   É a velocidade calibrada expressa em nós.

— V_{solo}

É a velocidade do avião em relação ao solo.

— V_i (Velocidade Indicada)

É a velocidade lida no instrumento, corrigida quanto ao erro de instrumento. Os valores de Velocidade Indicada publicados neste Manual consideram nulo o erro de instrumento.

— Nós V_i

É a velocidade indicada expressa em nós.

— M (Número de Mach)

É a razão entre a velocidade aerodinâmica verdadeira e a velocidade do som.

— V_a (Velocidade Verdadeira)

É a velocidade relativa à atmosfera calma, ou seja, é a V_c corrigida quanto à altitude, temperatura e efeitos de compressibilidade.

— V_A (Velocidade de Manobra)

É a maior velocidade na qual a aplicação total dos controles aerodinâmicos disponíveis não exceda a resistência estrutural do avião.

— V_{FE} (Velocidade Máxima com Flape Estendido)

É a máxima velocidade na qual o avião pode voar, com determinada posição de flape estendido.

— V_{LE} (Velocidade Máxima com Trem de Pouso Abaixado)

É a máxima velocidade na qual o avião pode voar seguramente com o trem de pouso abaixado.

— V_{LO} (Velocidade Máxima de Operação do Trem de Pouso)

É a máxima velocidade na qual o trem de pouso pode ser seguramente recolhido e abaixado.

— V_{50} (Velocidade a 15 m (50 pés) de Altura)

É a velocidade a ser atingida a 15 m (50 pés) de altura acima da pista e mantida durante a trajetória de vôo na decolagem, enquanto livra os obstáculos existentes.

— V_{NE} (Velocidade que não Deve Ser Excedida) / M_{NE} (Número de Mach que não Deve Ser Excedido)

É o limite de velocidade que nunca deve ser excedido.

— V_{MC} (Velocidade Mínima de Controle)

É a mínima velocidade de vôo na qual o avião é controlável direcionalmente, conforme requerido pela legislação. As condições de homologação do avião consideram um motor inoperante e girando em molinete, não mais do que 5° de inclinação lateral para o lado do motor em operação; potência de decolagem no motor em operação, trem de pouso recolhido, flapes em posição de decolagem, e o centro de gravidade mais traseiro possível.

— V_{NO} (Velocidade Máxima Estrutural de Cruzeiro)

É a velocidade que não deve ser excedida, a não ser em atmosfera calma, mesmo assim com cautela.

— V_R (Velocidade de Rotação)

É a velocidade na qual o piloto inicia a mudança de atitude de arfagem do avião, com intenção de decolar.

— V_{SSO} (Velocidade de Saída do Solo)

É a velocidade na qual a aeronave deixa de fazer contacto com a pista, na decolagem.

— V_S (Velocidade de Estol)

É a mínima velocidade constante de vôo na qual o avião ainda é controlável.

— V_{SO} (Velocidade de Estol em Configuração de Aterragem)

É a mínima velocidade constante de vôo na qual o avião, em configuração de aterragem, ainda é controlável.

— V_{SSE} (Velocidade com um Motor Intencionalmente Inoperante)

É a mínima velocidade de vôo selecionada pelo fabricante para operar o avião com um motor propositalmente inoperante, em vôos de treinamento.

— V_X (Velocidade de Melhor Ângulo de Subida)

É a velocidade que possibilita o maior ganho de altitude na menor distância horizontal percorrida.

— V_Y (Velocidade de Melhor Razão de Subida)

É a velocidade que possibilita o maior ganho de altitude no menor intervalo de tempo.

— V_{Cruz} (Velocidade de Cruzamento)

É a velocidade em que a aeronave deve cruzar a cabeceira da pista a uma altura de 15 m (50 pés) acima do solo, na aterragem.

b. Terminologia Meteorológica

— ISA (Atmosfera-Padrão Internacional)

Considera-se: o ar é um gás perfeito e seco; a temperatura ao nível do mar é 15°C (59° F), a pressão ao nível do mar é 1013,2 mbar (29,92 pol Hg); o gradiente de temperatura do nível do mar até a altitude na qual a temperatura é –56,5° C (–69,7° F), é –0,00198° C (–0.003566° F) por pé, e zero acima dessa altitude.

— TAE (Temperatura do Ar Externo)

É a temperatura estática do ar livre obtida através de indicações de instrumentos em vôo ou fontes meteorológicas de superfície, ajustada para o erro de instrumento e efeito de compressibilidade.

— Altitude Pressão Indicada.

É o número indicado por um altímetro quando a subescala barométrica tiver sido ajustada para 1013,2 mbar (29,92 pol. Hg).

— Altitude Pressão

É a altitude em relação à pressão-padrão ao nível do mar (1013,2 mbar - 29,92 pol Hg), medida por um altímetro barométrico ou de pressão. É a altitude pressão indicada, corrigida quanto à posição e erro de instrumento. Neste Manual, os erros do altímetro são considerados nulos.

— Pressão na Estação

É a pressão atmosférica real na altitude do campo.

— Vento

As velocidades do vento apresentadas como variáveis nos gráficos de desempenho devem ser compreendidas como componentes de proa ou de cauda dos ventos relatados.

c. Terminologia de Regime de Potência

— Potência de Decolagem

É a potência máxima permitida para decolagem.

— Potência de 45%, 55%, 65% e 75%

São porcentagens da potência de decolagem que podem ser utilizadas para a operação da aeronave em vôos de cruzeiro, de acordo com a "Tabela de Ajuste de Potência de Cruzeiro", apresentada na Seção 5 — Desempenho.

— Potência Máxima Contínua (PMC)

É a potência máxima na qual pode ser operado o motor em regime contínuo.

— P.A. (Pressão de Admissão - Manifold Pressure)

É a pressão da mistura ar/combustível, medida antes da entrada dos cilindros.

— Potência Máxima de Subida

É a potência máxima permitida durante a subida.

— Potência Máxima de Cruzeiro

É a potência máxima permitida durante o cruzeiro.

— EGT

Temperatura dos Gases de Escapamento (Exhaust Gas Temperature)

d. Terminologia de Desempenho do Avião e Planejamento de Vôo

— Gradiente de Subida

É a razão entre a variação de altitude e a distância horizontal percorrida durante um trecho da subida, no mesmo intervalo de tempo.

— Velocidade de Vento Cruzado Demostrada

É a velocidade da componente do vento cruzado para a qual se demonstra controle adequado do avião durante a decolagem e a aterragem, nos ensaios de homologação.

— Distância de Aceleração e Parada

É a distância requerida para acelerar um avião até uma velocidade especificada e supondo a falha do motor nessa velocidade, parar completamente.

— MEA

Altitude mínima para vôo IFR em rota.

— Segmento de Rota

Parte de uma rota. Cada extremo desta parte é identificado por um acidente geográfico ou por um ponto onde um fixo-rádio definido possa ser estabelecido.

e. Terminologia de Peso e Balanceamento

— Plano de Referência

É um plano vertical imaginário, a partir do qual são medidas as distâncias horizontais para fins de balanceamento.

— Estação

É um local designado ao longo da fuselagem do avião, dado em termos de distância do plano de referência.

— Braço

É a distância horizontal entre o plano de referência e o centro de gravidade (C.G.) do item.

— Momento

É o produto do peso de um item multiplicado pelo seu braço.

— Índice

É um número que representa o momento. É obtido dividindo-se o momento por uma constante e é usado para simplificar os cálculos de balanceamento pela redução do número de dígitos.

— Centro de Gravidade (C.G.)

É o ponto sobre o qual o avião se equilibraria, se suspenso. Sua distância, a partir do plano de referência, é calculada dividindo-se o momento total pelo peso total do avião.

— Braço do C.G.

É o braço obtido pela adição dos momentos individuais do avião e pela divisão da soma pelo peso total.

— Limites do C.G.

São as localizações extremas do centro de gravidade, dentro das quais o avião deve ser operado com um dado peso.

— Combustível Utilizável

É o combustível disponível para o planejamento de vôo.

— Combustível Não Utilizável

É a maior quantidade de combustível nos tanques, na qual aparecem os primeiros sintomas de funcionamento irregular do motor, na condição mais adversa de alimentação de combustível.

— Peso Vazio Equipado

É a soma dos pesos da estrutura, do grupo motopropulsor, dos instrumentos, dos sistemas básicos, da decoração interna, dos equipamentos e sistemas opcionais (se instalados).

— Peso Vazio Básico

É a soma do Peso Vazio Equipado com os pesos do fluido hidráulico total, óleo do motor e combustível não utilizável.

– Peso de Operação

É a soma do Peso Vazio Básico com os pesos dos itens móveis que, substancialmente, não se alteram durante o vôo. Estes itens incluem tripulante, bagagem do tripulante, equipamentos extra e de emergência que possam ser necessários.

– Peso de Decolagem

É a soma do Peso de Operação com os pesos dos itens de carregamentos variáveis e consumíveis. Estes itens incluem bagagem, combustível e passageiros.

– Peso Máximo de Decolagem

É o maior peso aprovado para o início da corrida de decolagem.

– Peso Máximo de Rampa

É o maior peso aprovado para manobras no solo (inclui o peso do combustível de partida, táxi e aquecimento do motor).

– Peso de Aterragem

É o Peso de Decolagem menos o peso de combustível consumido durante o vôo.

– Peso Máximo de Aterragem

É o maior peso aprovado para o toque no solo durante a aterragem.

– Peso Máximo Zero Combustível

É o peso máximo aprovado para a aeronave sem combustível.

– Carga Paga

É a carga transportada. Inclui passageiros, bagagem e/ou carga.

– Carga Útil

É a diferença entre o Peso de Decolagem e o Peso Vazio Básico.

– Carga Estática Normal

É a soma do Peso Vazio Básico com o peso do Combustível Utilizável.

1-23. TABELAS E GRÁFICOS DE CONVERSÃO

Tabela de Conversão de Unidades

A figura 1-2 proporciona meios para a conversão direta entre temperaturas em graus Fahrenheit e centígrados, de distância em pés e milhas náuticas, de velocidade em nós, pés por segundo e pés por minuto para os equivalentes do sistema métrico ou seja, metro, quilômetro, metro por segundo e metro por minuto, respectivamente.

Tabela de Atmosfera-Padrão

A figura 1-3 fornece as propriedades da Atmosfera-Padrão ICAO, tabuladas em incrementos de 1000 pés desde – 2000 pés até 30000 pés acima do nível do mar. Dá referência de temperatura, pressão, densidade do ar e razão da velocidade do som.

Figura 1-2. Tabela de Conversão de Unidades

AR PADRÃO AO NÍVEL DO MAR

T_o = 15°C — W_o = 1,2250 kgf/m³

P_o = 10332,3 kgf/m² — 1 pol.Hg = 345,31 kgf/m²

ρ_o = 0,12492 kgf.s²/m⁴ — C_o = 340,4 m/s

BASEADA NA ATMOSFERA PADRÃO DA ORGANIZAÇÃO DE AVIAÇÃO CIVIL INTERNACIONAL (ICAO)
(RELATÓRIO TÉCNICO NACA N° 3182)

ALTITUDE pés	RAZÃO DE DENSIDADE $\sigma = \rho/\rho_o$	$1/\sqrt{\sigma}$	TEMPERATURA		RAZÃO DE VELOCIDADE DO SOM C/C_o	PRESSÃO	
			°F	°C		pol.Hg	RAZÃO $\delta = P/P_o$
– 2000	1.0598	0.9714	66.132	18.962	1.0064	32.15	1.0744
– 1000	1.0296	0.9855	62.566	16.981	1.0030	31.02	1.0367
0	1.0000	1.0000	59.000	15.000	1.0000	29.92	1.0000
1000	.9711	1.0148	55.434	13.019	.9966	28.86	.9644
2000	.9428	1.0299	51.868	11.038	.9931	27.82	.9298
3000	.9151	1.0454	48.302	9.057	.9896	26.82	.8962
4000	.8861	1.0611	44.735	7.075	.9862	25.84	.8637
5000	.8617	1.0773	41.169	5.094	.9827	24.90	.8320
6000	.8359	1.0938	37.603	3.113	.9792	23.98	.8014
7000	.8106	1.1107	34.037	1.132	.9756	23.09	.7716
8000	.7860	1.1279	30.471	– 0.849	.9721	22.22	.7428
9000	.7620	1.1456	26.905	– 2.831	.9686	21.39	.7148
10000	.7385	1.1637	23.338	– 4.812	.9650	20.58	.6877
11000	.7156	1.1822	19.772	– 6.793	.9614	19.79	.6614
12000	.6932	1.2011	16.206	– 8.774	.9579	19.03	.6360
13000	6713	1.2205	12.640	– 10.756	.9543	18.29	.6113
14000	.6500	1.2403	9.074	– 12.737	.9507	17.58	.5875
15000	.6292	1.2606	5.508	– 14.718	.9470	16.89	.5643
16000	.6090	1.2815	1.941	– 16.699	.9434	16.22	.5420
17000	.5892	1.3028	– 1.625	– 18.681	.9397	15.57	.5203
18000	.5699	1.3246	– 5.191	– 20.662	.9361	14.94	.4994
19000	.5511	1.3470	– 8.757	– 22.643	.9324	14.34	.4791
20000	.5328	1.3700	– 12.323	– 24.624	.9287	13.75	.4595
21000	.5150	1.3935	– 15.889	– 26.605	.9250	13.18	.4406
22000	.4976	1.4176	– 19.456	– 28.587	.9213	12.64	.4223
23000	.4807	1.4424	– 23.022	– 30.568	.9175	12.11	.4046
24000	.4642	1.4678	– 26.588	– 32.549	.9138	11.60	.3876
25000	.4481	1.4938	– 30.154	– 34.530	.9100	11.10	.3711
26000	.4325	1.5206	– 33.720	– 36.511	.9062	10.63	.3552
27000	.4173	1.5480	– 37.286	– 38.492	.9024	10.17	.3398
28000	.4025	1.5762	– 40.852	– 40.473	.8986	9.725	.3250
29000	.3881	1.6052	– 44.419	– 42.455	.8948	9.297	.3107

Figura 1-3. Tabela de Atmosfera-Padrão

SEÇÃO 2

LIMITAÇÕES

ÍNDICE

SEÇÃO 2

LIMITAÇÕES

2-1. GENERALIDADES

Nesta Seção são apresentadas as limitações operacionais, marcações dos instrumentos, código de cores e inscrições técnicas básicas aprovadas pelo CTA, que são necessárias para garantir a segurança de operação da aeronave e de seus sistemas.
Esta aeronave deve ser operada como uma aeronave de categoria normal de acordo com os limites operacionais mostrados nos letreiros e marcações, bem como aqueles mencionados neste manual.
As limitações referentes a equipamentos e sistemas opcionais, que exijam Suplementos, são apresentadas na Seção 9 - Suplementos.

2-3. LIMITAÇÕES DE VELOCIDADE

VELOCIDADE	nós V_i	nós V_c
— Velocidade Máxima de Manobra (V_A) — Em velocidade superior a esta, não aplique deflexão total ou brusca aos comandos:		
— Com 2155 kgf (4750 lb) de peso total	140	140
— Com 1454 kgf (3205 lb) de peso total	114	115

ADVERTÊNCIA

A velocidade de manobra diminui com pesos menores, já que os efeitos das forças aerodinâmicas se tornam mais pronunciados. Para valores de pesos entre os pesos totais acima pode-ser usada a interpolação linear para determinar a velocidade-limite de manobra correspondente. A velocidade de manobra não deve ser excedida quando em operação em ar turbulento.

NOTA

Para se obter a Velocidade de Manobra (V_A) em nós V_i ou em nós V_c, para valores de pesos entre 2155 kgf e 1454 kgf, utilize as seguintes expressões:

$$V_A = 0{,}037 \times P + 60{,}2 \quad (\text{nós } V_i)$$

$$V_A = 0{,}036 \times P + 61{,}7 \quad (\text{nós } V_c)$$

Onde "P" é o valor do peso total em kgf.

	nós V_i	nós V_c
— Velocidade Que não Deve Ser Excedida (V_{NE}) — Não exceda esta velocidade, em qualquer operação	205	203
— Velocidade Máxima Estrutural de Cruzeiro (V_{NO}) — Não exceda esta velocidade, exceto em ar calmo, e mesmo assim, com cautela	166	165
— Velocidade Máxima Com os Flapes Estendidos (V_{FE}) — Não exceda esta velocidade com os flapes abaixados	115	113
— Velocidade Máxima Com o Trem de Pouso Abaixado (V_{LE}) — Não exceda esta velocidade com o trem de pouso abaixado	130	130
— Velocidade Máxima Para Abaixamento do Trem de Pouso (V_{LO}) — Não abaixe o trem de pouso em velocidades superiores a esta	130	130
— Velocidade Máxima Para Recolhimento do Trem de Pouso (V_{LO}) — Não recolha o trem de pouso em velocidades superiores a esta	108	109
— Velocidade Mínima de Controle (V_{MC}) — É a menor velocidade na qual a aeronave é controlável, operando com um só motor e flapes recolhidos	66	65
— Velocidade de Melhor Razão de Subida Monomotor — (V_{YSE})	92	91

2-5. NÚMERO MÁXIMO DE OCUPANTES

Esta aeronave possui acomodações para um máximo de sete ocupantes. Consulte a Seção 6 — Peso e Balanceamento.

2-7. MARCAÇÕES NO VELOCÍMETRO

MARCAÇÕES	nós V_i
— Linha Radial Vermelha (Nunca Exceder)	205
— Linha Radial Vermelha (Velocidade Mínima de Controle — V_{MC})	66
— Linha Radial Azul (Velocidade de Melhor Razão de Subida — Monomotor).	92
— Arco Amarelo (Faixa de Operação com Cuidado — Somente em Ar Calmo) .	166 a 205
— Arco Verde (Faixa de Operação Normal)	67 a 166
— Arco Branco (Faixa de Operação com os Flapes Estendidos)	64 a 115

2-9. LIMITAÇÕES DO GRUPO MOTOPROPULSOR

a. Número de Motores 2

b. Fabricante dos Motores .... Continental

c. Modelo dos Motores

— Esquerdo .... TSIO-360KB ou KB2

— Direito .... LTSIO-360KB ou KB2

d. Limites de Operação dos Motores

	DECOLAGEM (LIMITE 5 MIN)	MÁXIMA CONTÍNUA
- Potência	220HP	200 HP
- Rotação	2800 RPM	2600 RPM

- Pressão de Admissão Máxima .... 40 pol. Hg
- Temperatura Máxima da Cabeça do Cilindro .... 238° (460° F)
- Temperatura Máxima do Óleo .... 116°C (240°F)

e. Pressão do Óleo

- Mínima (Linha Vermelha) .... 10 psi
- Máxima (Linha Vermelha) .... 100 psi

f .Fluxo de Combustível (Pressão)
- Faixa de Operação Normal (Arco Verde) .... 3,5 psi a 18,1 psi
- Máxima ao Nível do Mar (Linha Vermelha) .... 21 psi

g. Índice de Octanagem do Combustível (Gasolina Tipo Aviação)

(Mínimo) .... 100 - Verde ou 100LL - Azul

h. Número de Hélices 2

i. Fabricante das Hélices
McCauley
Hartzell

j. Modelo dos Cubos e das Pás (Hélices McCauley)
- Motor Esquerdo 3AF32C508/82NFA-6
- Motor Direito 3AF32C509/L82NFA-6

k. Modelo dos Cubos e das Pás (Hélices Hartzell)
- Motor Esquerdo PHC-C3YF-2KUF/FC7453
- Motor Direito PHC-C3YF-2LKUF/FJC7453

l. Diâmetro das Hélices
- Mínimo .... 190,50 cm (75 pol)
- Máximo .... 193,04 cm (76 pol)

2-11. MARCAÇÕES NOS INSTRUMENTOS DO GRUPO MOTOPROPULSOR

a. Tacômetro

— Arco Verde (Faixa de Operação Normal)	500 RPM a 2600 RPM
— Arco Amarelo (Decolagem - Limite 5 Minutos)	2600 RPM a 2800 RPM
— Linha Vermelha (Máxima)	2800 RPM

b. Indicador de Pressão de Combustível

— Arco Verde (Faixa de Operação Normal)	3,5 psi a 18,1 psi
— Arco Amarelo (Decolagem - Limite 5 Minutos)	18,1 psi a 21 psi
— Linha Vermelha (Máximo ao Nível do Mar)	21 psi

c. Indicador de Temperatura da Cabeça do Cilindro

— Arco Verde (Faixa de Operação Normal)	116° C a 238° C (240° F a 460° F)
— Linha Vermelha (Máxima)	238° C (460° F)

d. Indicador de Temperatura do Óleo

— Arco Verde (Faixa de Operação Normal)	38° C a 116° C (100° F a 240° F)
— Linha Vermelha (Máxima)	116° C (240° F)

e. Indicador de Pressão do Óleo

— Arco Verde (Faixa de Operação Normal)	30 psi a 80 psi
— Arco Amarelo (Faixa de Operação com Cuidado - Somente no Solo)	10 psi a 30 psi e 80 psi a 100 psi
— Linha Vermelha (Mínima)	10 psi
— Linha Vermelha (Máxima)	100 psi

f. Indicador de Pressão de Admissão

— Arco Verde (Faixa de Operação Normal)	10 pol. Hg a 40 pol. Hg
— Linha Vermelha (Máxima)	40 pol. Hg

g. Indicador de Temperatura dos Gases de Escapamento

— Linha Vermelha	899° C (1650° F)
— Arco Verde	649° C a 829° C (1200° F a 1525° F)
— Arco Amarelo (65% a 75% - Limite de Empobrecimento)	829° C a 899° C (1525° F a 1650° F)

2-13. LIMITES DE PESO

a. Peso Máximo de Rampa .... 2165 kgf (4773 lb)
b. Peso Máximo de Decolagem .... 2155 kgf (4750 lb)
c. Peso Máximo de Aterragem .... 2047 kgf (4513 lb)
d. Peso Máximo nos Bagageiros
   — Dianteiro .... 45 kgf (100 lb)
   — Traseiro .... 45 kgf (100 lb)
e. Peso Máximo Zero Combustível (Consulte a Seção 6 — Peso e Balanceamento) .... 2028 kgf (4470 lb)

NOTA

Verifique as limitações do peso máximo de decolagem e de pouso, em função do desempenho da aeronave (Consulte a Seção 5 — Desempenho).

2-15. LIMITES DO CENTRO DE GRAVIDADE

PESO		LIMITE DIANTEIRO		LIMITE TRASEIRO	
kgf	(lb)	m	(Pol)	m	(Pol)
1542	(3400)	2,083	(82,0)	2,403	(94,6)
1928	(4250)	2,202	(86,7)	2,403	(94,6)
2155	(4750)	2,301	(90,6)	2,403	(94,6)

NOTA

- A variação é linear entre os pontos dados.
- O plano de referência está a 1,991 m (78,4 pol) à frente do bordo de ataque, na estação da asa que contém a parede do tanque de combustível interno, mais próxima da fuselagem.
- É responsabilidade do proprietário e/ou do piloto da aeronave certificarem-se de que a mesma está corretamente carregada. Para o carregamento adequado, consulte as instruções contidas na Seção 6 - Peso e Balanceamento.

2-17. LIMITES DE MANOBRA

São proibidas manobras acrobáticas, inclusive parafusos. Evite manobras abruptas.

2-19. FATORES DE CARGA EM VÔO

a. Fator de Carga Positivo (Máximo)
   — Flapes Recolhidos 3,8G
   — Flapes Estendidos 2,0G
b. Fator de Carga Negativo (Máximo) .... São proibidas manobras invertidas.

2-21. TIPOS DE OPERAÇÃO

Esta aeronave está aprovada para os tipos de operações descritos abaixo, quando o equipamento requerido pelos requisitos operacionais aplicáveis, estiver instalado e funcionando.

a. VFR diurno

b. VFR noturno

c. IFR diurno

d. IFR noturno

Não são aprovados vôos em condições de formação de gelo.

2-23. LIMITAÇÕES DO SISTEMA DE COMBUSTÍVEL

a. Com os Tanques Intermediários Instalados

- Capacidade Total .... 484 litros (128 US Gal)
- Combustível Não Utilizável .... 19 litros (5 US Gal)
- Combustível Utilizável .... 465 litros (123 US Gal)

b. Sem os Tanques Intermediários

- Capacidade Total .... 371 litros (98 US Gal)
- Combustível Não Utilizável .... 19 litros (5 US Gal)
- Combustível Utilizável .... 352 litros (93 US Gal)

NOTA

- Os tanques intermediários, são do tipo "Célula de Combustível" e estão instalados entre os tanques principais de cada asa. O avião é entregue pela NEIVA, com os Tanques Intermediários.
- O combustível Não Utilizável, está fixado em 9,5 litros (2,5 US Gal) em cada asa, em atitudes críticas de vôo.

2-25. NÍVEL DE RUÍDO

O nível de ruído desta aeronave é 74,2 dB(A)

2-27. LIMITAÇÕES DO SISTEMA DE AQUECIMENTO

Não é permitida a operação do aquecedor a combustão (Janitrol) acima de 25000 pés.

2-29. ALTITUDE MÁXIMA DE OPERAÇÃO

Esta aeronave não está aprovada para voar acima de 25000 pés. Os vôos até 25000 pés inclusive, são aprovados somente quando a aeronave estiver com sistema de oxigênio de acordo com o FAR 23 1441 (FAA-USA) e sistema de navegação e comunicação exigidos pelos requisitos operacionais aplicáveis, instalados e funcionando.

2-31. LIMITES DE PRESSÃO DE SUCÇÃO DOS INSTRUMENTOS GIROSCÓPICOS

Os limites operacionais para o sistema de sucção são 4,8 pol Hg a 5,1 pol Hg para todas as operações,

2-33. VÔO COM AS PORTAS TRASEIRAS REMOVIDAS

A velocidade máxima com as portas traseiras removidas é 129 nós V_i e a velocidade mínima de controle é 67 nós V_i. A operação sem portas é aprovada somente para vôo VFR e fora de condições de formação de gelo.

2-35. LETREIROS

NO PAINEL DE INSTRUMENTOS:

a. Acima do Velocímetro do Piloto:

Aeronaves até N/S 810799:

VELOCIDADE DE MANOBRA COM 2155 Kgf
140 NÓS V_i (VIDE MANUAL DE OPERAÇÃO)

V_{LO} - ABAIXAMENTO TREM DE POUSO	130 NÓS V_i (MÁX)
V_{LO} - RECOLHIMENTO TREM DE POUSO	108 NÓS V_i (MÁX)
V_{LE} - TREM DE POUSO EMBAIXO	130 NÓS V_i (MÁX)

COMPONENTE DEMONSTRADA DE VENTO CRUZADO 17 NÓS

Aeronaves N/S 810800 e seg.:

Vlo-ABAIXAMENTO DO TREM DE POUSO	130 nós Vi MAX.
Vlo-RECOLHIMENTO DO TREM DE POUSO	108 nós Vi MAX.
Vle-TREM DE POUSO EMBAIXO	130 nós Vi MAX.
VEL. DE MANOBRA COM 2155 kgf.	140 nós Vi.

(VEJA SEÇÃO 2 DO MANUAL DE OPERAÇÃO).

COMPONENTE DEMONSTRADA DE VENTO CRUZADO 17 nós.

810-37218

b. Entre o Painel de Rádio e o Indicador de Vácuo: (Somente para as aeronaves de N/S 810453 a 810559)

FAIXA DE OPERAÇÃO
4,8 A 5,1 Pol. Hg
711-00007-01

c. Entre o Indicador de EGT e o Indicador de Fluxo de Combustível:

ATENÇÃO – ESTA AERONAVE NÃO É APROVADA PARA VÔO EM CONDIÇÕES DE FORMAÇÃO DE GELO.
810-69669-02

(somente para aeronaves até N/S 810799).

d. À Direita do Amperímetro Direito

Aeronaves até N/S 810799:

TOMADA ESTÁTICA ALTERNATIVA
(LOCALIZADA ABAIXO DO PAINEL)
A VENTILAÇÃO DA CABINE E A JANELA DE MAU TEMPO DEVEM ESTAR FECHADAS. AQUECEDOR E DEGELADOR DEVEM ESTAR LIGADOS.
PUXE P/TRÁS P/ABRIR
ABRA P/ DRENAR O SISTEMA DE TOMADA ESTÁTICA
810-69669-22

Acima do HF:
Aeronaves N/S 810800 e seg.:

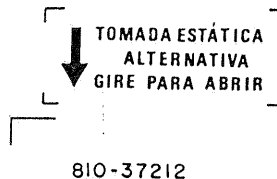
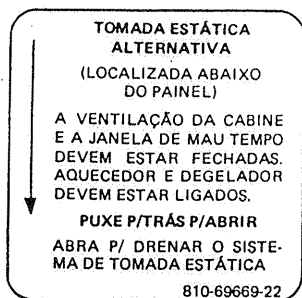
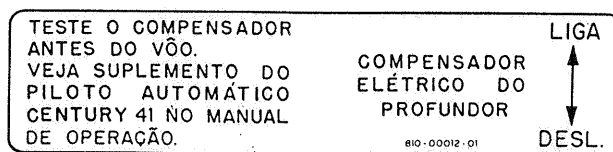
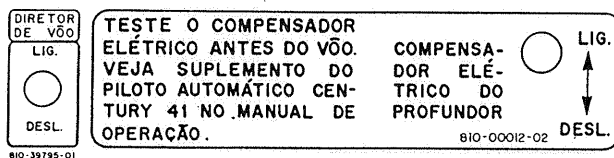
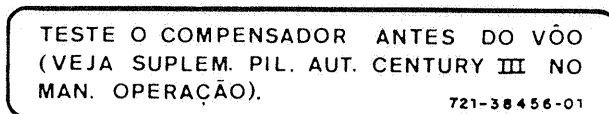
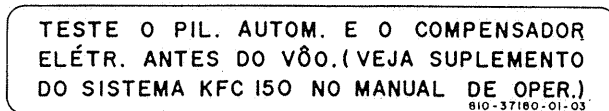
810-37212

e. Entre o Painel Programador do P.A. e o Painel de Interruptores: Versão I (Básico)

Acima do Painel Programador do Piloto Automático: Versão II (FAB)

TESTE O COMPENSADOR ANTES DO VÔO (VEJA SUPLEM. PIL. AUT. CENTURY III NO MAN. OPERAÇÃO).
721-38456-01

Acima do Indicador de Sucção: Versão III (Aviônicos King)

TESTE O PIL. AUTOM. E O COMPENSADOR ELÉTR. ANTES DO VÔO.(VEJA SUPLEMENTO DO SISTEMA KFC 150 NO MANUAL DE OPER.)
810-37180-01-03

f. Abaixo do Interruptor do Aquecimento do Pitot:

OP. SOLO
3 MIN. MAX.

g. Abaixo do Grupo de Instrumentos do Motor:

Aeronaves até N/S 810799:

PESO MÁXIMO DE DECOLAGEM 2155 Kgf.
PESO MÁXIMO DE ATERRAGEM 2047 Kgf.
TODO PESO ACIMA DE 2028 Kgf. RESERVADO EXCLUSIVAMENTE PARA COMBUSTÍVEL (EXCETO NOS CASOS ESPECIFICADOS PELA SEÇÃO 6 DO MANUAL DE OPERAÇÃO).
810-87369-19

Aeronaves N/S 810800 e seg.:

PESO MÁX. DE DECOLAGEM - 2155 kgf
PESO MÁX. DE ATERRAGEM - 2047 kgf
PESO ACIMA DE 2028 kgf RESERVADO SOMENTE PARA COMBUSTÍVEL (VEJA SEÇÃO 6 DO MANUAL DE OPERAÇÃO).

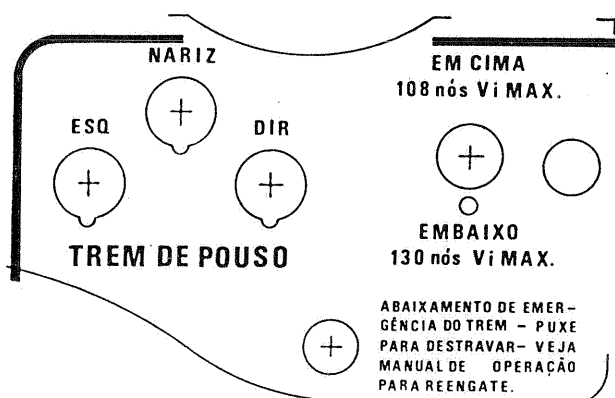
ATENÇÃO - ESTA AERONAVE NÃO É APROVADA PARA VÔO EM CONDIÇÕES DE FORMAÇÃO DE GELO.

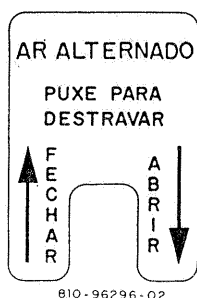
810-37209

Aeronaves N/S 810845 e seg.:

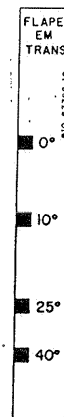
PESO MÁX. DE DECOLAGEM - 2155 kgf
PESO MÁX. DE ATERRAGEM - 2047 kgf
PESO ACIMA DE 2028 kgf RESERVADO
SOMENTE PARA COMBUSTÍVEL (VEJA
SEÇÃO 6 DO MANUAL DE OPERAÇÃO).

h. Na Seletora do Trem de Pouso:

Aeronaves até N/S 810799

Aeronaves N/S 810800 e seg.

i. Acima dos Comandos das Entradas Alternativas de Ar:

j. Na Seletora dos Flapes:

Aeronaves N/S 810568 ao 810596

Aeronaves N/S 810597 e seguintes

NA JANELA DE MAU TEMPO:

NÃO ABRA
ACIMA DE 129 NÓS V_i
720-38456-01

ABAIXO DA JANELA DE MAU TEMPO:

PROIBIDO JOGAR OBJETOS
PELA JANELA
810-00008-00

NO PÁRA-SOL:

ANTES DA DECOLAGEM	ANTES DA ATERRAGEM
- SELETORAS DE COMBUSTÍVEL ABERTAS	POLTRONAS NA VERTICAL
- BOMBAS AUXILIARES DE COMBUSTÍVEL DESLIGADAS	CINTOS APERTADOS
- ALTERNADORES LIGADOS	SELETORAS DE COMBUSTÍVEL ABERTAS
- INSTRUMENTOS DOS MOTORES VERIFICADOS	FLAPES DE REFRIGERAÇÃO AJUSTADOS
- MISTURA AJUSTADA	MISTURA RICA
- HÉLICES AJUSTADAS	BOMBAS AUXILIARES DE COMBUSTÍVEL DESLIGADAS
- ENTRADA ALTERNATIVA DE AR FECHADA	HÉLICES AJUSTADAS
- FLAPES DE REFRIGERAÇÃO ABERTOS	TREM EMBAIXO
- POLTRONAS NA VERTICAL	FLAPES AJUSTADOS (ARCO BRANCO)
- FLAPES AJUSTADOS	
- COMPENSADORES AJUSTADOS (ESTABILIZADOR E LEME)	
- CINTOS APERTADOS	
- COMANDOS LIVRES - CURSO TOTAL	
- PORTAS TRAVADAS	
	810-00017-01

NO PAINEL LATERAL ESQUERDO: (Aeronaves N/S 810453 a 810844)

LIMITAÇÕES

ESTA AERONAVE DEVE SER OPERADA NA CATEGORIA NORMAL DE ACORDO COM OS LIMITES OPERACIONAIS CONSTANTES EM PLACAS, MARCAS E MANUAIS. MANOBRAS ACROBÁTICAS, INCLUSIVE PARAFUSOS, NÃO SÃO APROVADAS.
ESTA AERONAVE É APROVADA PARA VÔOS VFR, IFR, DIURNO E NOTURNO SOMENTE QUANDO OS EQUIPAMENTOS EXIGIDOS POR REGULAMENTOS OPERACIONAIS ESTIVEREM INSTALADOS E FUNCIONANDO.
VELOCIDADE MÍNIMA DE CONTROLE (V_{MC}) 66 NÓS V_i.
ESTÓIS MONOMOTORES NÃO SÃO RECOMENDADOS. PODEM CAUSAR PERDA DE ALTITUDE DE 400 PÉS E ÂNGULO DE ARFAGEM DE 15°.

INFORMAÇÃO

ATENÇÃO

DESLIGUE AS LUZES ESTROBOSCÓPICAS QUANDO ESTIVER TAXIANDO PRÓXIMO DE OUTRAS AERONAVES OU VOANDO DENTRO DE NUVENS, NEVOEIRO OU NEBLINA.

ADVERTÊNCIA

A CALIBRAÇÃO DA BÚSSOLA PODE ESTAR ERRADA COM OS EQUIPAMENTOS ELÉTRICOS LIGADOS EXCETO O EQUIPAMENTO DE RÁDIO.

PARA VÔO COM A PORTA TRASEIRA REMOVIDA CONSULTE AS SEÇÕES DE LIMITAÇÕES E DE PROCEDIMENTOS DO MANUAL DE OPERAÇÃO.

810-87369-17

(Aeronaves N/S 810845 e seg.)

LIMITAÇÕES

ESTA AERONAVE DEVE SER OPERADA NA CATEGORIA NORMAL DE ACORDO COM OS LIMITES OPERACIONAIS E CONSTANTES EM PLACAS, MARCAS E MANUAIS. VÔO EM CONDIÇÕES DE FORMAÇÃO DE GELO, MANOBRAS ACROBÁTICAS, INCLUSIVE PARAFUSOS, NÃO SÃO APROVADAS.
ESTA AERONAVE É APROVADA PARA VÔOS VFR, IFR, DIURNO E NOTURNO SOMENTE QUANDO OS EQUIPAMENTOS EXIGIDOS POR REGULAMENTOS OPERACIONAIS ESTIVEREM INSTALADOS E FUNCIONANDO.
VELOCIDADE MÍNIMA DE CONTROLE (Vmc) 66 NÓS Vi.
ESTÓIS MONOMOTORES NÃO SÃO RECOMENDADOS, PODEM CAUSAR PERDA DE ALTITUDE DE 400 PÉS E ÂNGULO DE ARFAGEM DE 15°.

INFORMAÇÃO

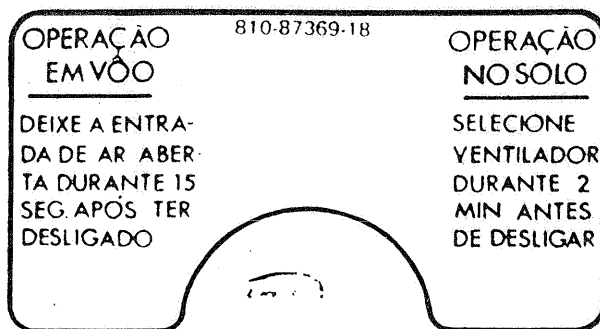
ATENÇÃO

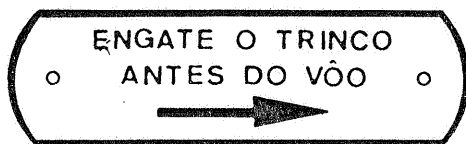
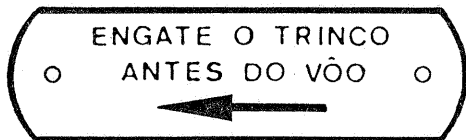
DESLIGUE AS LUZES ESTROBOSCÓPICAS QUANDO ESTIVER TAXIANDO PRÓXIMO DE OUTRAS AERONAVES OU VOANDO DENTRO DE NUVENS, NEVOEIRO OU NEBLINA.

ADVERTÊNCIA

A CALIBRAÇÃO DA BÚSSOLA PODE ESTAR ERRADA COM OS EQUIPAMENTOS ELÉTRICOS LIGADOS EXCETO OS EQUIPAMENTOS DE RÁDIO.

PARA VÔO COM A PORTA TRASEIRA REMOVIDA CONSULTE AS SEÇÕES DE LIMITAÇÕES E DE PROCEDIMENTOS DO MANUAL DE OPERAÇÃO.

JUNTO AO COMANDO DO SISTEMA DE AQUECIMENTO, NO PEDESTAL DE COMANDO:

NAS PORTAS DA CABINE:

a. Na Parte Superior da Porta Dianteira:

b. Na Parte Superior da Porta Traseira:

c. Na Parte Superior Direita do Trinco da Porta:

ATENÇÃO

FECHE A PORTA SEM BATER

BAGAGEIROS:

a. Na Parte Interna do Bagageiro Traseiro:

BAGAGEM MÁXIMA
45 Kgf

NÃO COLOCAR OBJETOS
PESADOS NA CHAPELEIRA.

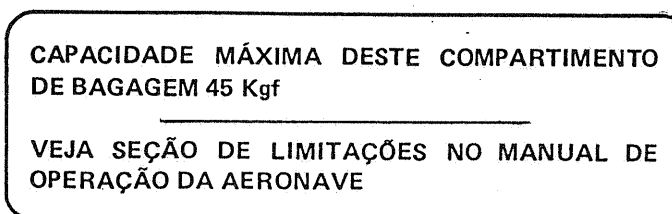
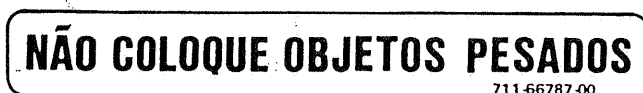
720-69148-01

b. Na Parte Interna do Bagageiro Dianteiro:

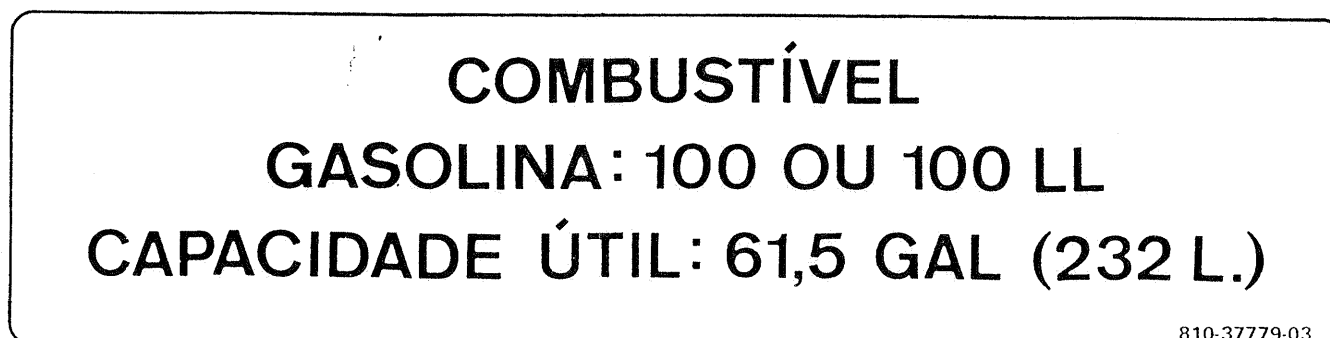
CAPACIDADE MÁXIMA DESTE COMPARTIMENTO
DE BAGAGEM 45 Kgf

VEJA SEÇÃO DE LIMITAÇÕES NO MANUAL DE
OPERAÇÃO DA AERONAVE

ACIMA DA CHAPELEIRA:

NÃO COLOQUE OBJETOS PESADOS
711-66787-00

NAS ASAS AO LADO DOS BOCAIS DE ABASTECIMENTO DOS TANQUES DE COMBUSTÍVEL:

COMBUSTÍVEL
GASOLINA: 100 OU 100 LL
CAPACIDADE ÚTIL: 61,5 GAL (232 L.)

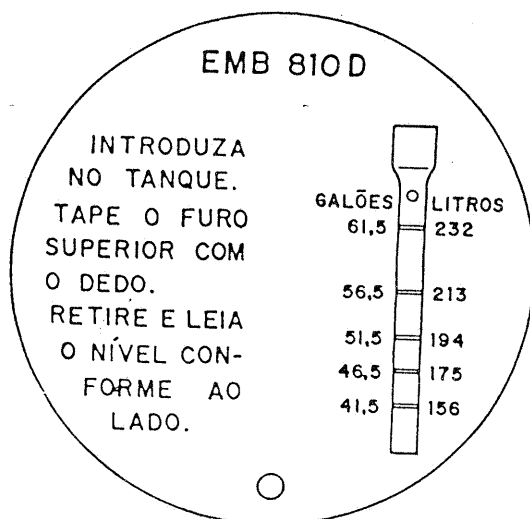
810-37779-03

NO LADO ESQUERDO INFERIOR DO CONE DO NARIZ

SOB A JANELA DE ACESSO AO BOCAL DE ABASTECIMENTO DO ÓLEO DO MOTOR:

ESPECIFICAÇÃO ÓLEO MOTOR
MHS - 24 B

VISCOSIDADE	TEMPERATURA
SAE 50	ACIMA 4,0°C
SAE 30 OU 10 - W30	ABAIXO 4,0°C

810-37139-01

NO MEDIDOR DO NÍVEL DE COMBUSTÍVEL:

NA PARTE INTERNA DAS TAMPAS DE ACESSO AOS BOCAIS DE ABASTECIMENTO DE ÓLEO DE AMBOS OS MOTORES:

A PLACA DO RADIADOR DE ÓLEO PARA OPERAÇÃO EM TEMPO FRIO, DEVE SER INSTALADA QUANDO A TEMPERATURA AMBIENTE FOR INFERIOR A 10ºC

NA PARTE INTERNA DO BAGAGEIRO DIANTEIRO

ATENÇÃO

1 - FIXE CORRETAMENTE A CARENAGEM DO ALOJAMENTO DA RODA.

2 - EVITE QUE BAGAGENS FIQUEM PRESSIONADAS ENTRE A PORTA E A CARENAGEM DO ALOJAMENTO DA RODA.

810-37186

NA MESA EXECUTIVA, JUNTO À BORDA, LADO DE INSTALAÇÃO

ADVERTÊNCIA

ESTA MESA DEVE SER FIXADA EM SEU ALOJAMENTO NO BAGAGEIRO TRASEIRO, DURANTE OPERAÇÕES DE POUSO E DECOLAGEM.

810-37183

SEÇÃO 3

PROCEDIMENTOS DE EMERGÊNCIA

ÍNDICE

Parágrafo		Página

ÍNDICE (Cont.)

SEÇÃO 3

PROCEDIMENTOS DE EMERGÊNCIA

3-1. GENERALIDADES

Esta Seção apresenta os procedimentos recomendados para enfrentar em condições satisfatórias os vários tipos de emergências e situações críticas. São apresentados também todos os Procedimentos de Emergência conforme os requisitos de homologação aplicáveis, assim como aqueles necessários à segurança operacional da aeronave, em função das suas características operacionais e de projeto.

Os Procedimentos de Emergência relativos a sistemas e equipamentos opcionais que exijam Suplementos a este Manual, são apresentados na Seção 9 — Suplementos.

A parte inicial desta Seção consiste de uma Lista Condensada de Verificações dos Procedimentos de Emergência, que apresenta uma seqüência de ações para situações críticas, dando menor ênfase à operação dos sistemas.

A parte complementar descreve de forma mais ampla os Procedimentos de Emergência, apresentando informações adicionais para um melhor entendimento dos procedimentos pelo piloto.

Estes procedimentos são sugeridos ao piloto como a melhor linha de ação a ser adotada para enfrentar a situação de emergência, em condições satisfatórias, não devendo, entretanto, ser considerados substitutivos de um julgamento criterioso e do bom senso. Uma vez que as situações de emergência são raras em aviões modernos, a sua ocorrência, geralmente, é inesperada e a melhor providência a ser tomada pode nem sempre ser aquela considerada óbvia.

O piloto deve estar familiarizado com os procedimentos aqui descritos, para tomar a providência adequada, caso ocorra uma situação de emergência. A maioria dos procedimentos básicos de emergência faz parte do treinamento normal do piloto.

Embora estes procedimentos sejam aqui discutidos, não se pretende que estas informações substituam o treinamento normal, mas que sirvam, somente, de fonte de referência e consulta para aqueles procedimentos que não são comuns a todos os aviões. Sugere-se ao piloto uma recapitulação periódica dos procedimentos de emergência convencionais para manter-se atualizado.

3-3. LISTA CONDENSADA DE VERIFICAÇÕES DOS PROCEDIMENTOS DE EMERGÊNCIA

VELOCIDADES DE SEGURANÇA OPERACIONAL

Velocidade Mínima de Controle	— 66 nós Vi
Velocidade de Melhor Razão de Subida Monomotor	— 92 nós Vi
Velocidade de Melhor Ângulo de Subida Monomotor	— 78 nós Vi
Velocidade de Manobra	— 140 nós Vi
Velocidade Que Não deve Ser Excedida	— 205 nós Vi

PROCEDIMENTOS COM UM MOTOR INOPERANTE

NOTA

A potência do motor remanescente deverá ser reduzida tão logo isto possa ser feito com segurança.

IDENTIFICAÇÃO DO MOTOR INOPERANTE

Perda de Tração — Estando os comandos coordenados, o nariz da aeronave guinará na direção do motor inoperante.

PROCEDIMENTO DE CORTE DO MOTOR (PROCEDIMENTO DE EMBANDEIRAMENTO)

Velocidade Mínima de Controle — 66 nós V_i

Velocidade de Melhor Razão de Subida Monomotor — 92 nós V_i

Mantenha a proa, e a velocidade acima de 85 nós V_i.

Manetes de Mistura — Avance

Manetes de Hélice — Avance

Manetes de Potência — Avance (40 pol. Hg máx)

Flapes — Recolhidos

Seletora do Trem de Pouso — EM CIMA

Identifique o Motor Inoperante

Manete de Potência (Motor Inoperante) — Recue e Verifique

Se as circunstâncias permitirem, pode-se tentar restaurar a potência antes do embandeiramento, procedendo como a seguir:

Manetes de Mistura — Conforme Necessário

Seletora de Combustível (Motor Inoperante) — ABRE

Interruptor dos Magnetos (Motor Inoperante) — Ligado (ON) — Magneto Esquerdo ou Direito

Bomba Auxiliar de Combustível (Motor Inoperante)	— Ligue em HI. Se a Potência Não For Restaurada Imediatamente, Desligue.
Entrada Alternativa de Ar (Motor Inoperante)	— Abra

Se a potência não for restaurada, continue com o procedimento de embandeiramento.

Manete de Hélice (Motor Inoperante)	— Embandeire Antes que a Rotação Caia Abaixo de 800 RPM
Manete de Mistura (Motor Inoperante)	— CORTE
Compensadores	— Conforme Necessário (3° a 5° de Inclinação para o Lado do Motor Remanescente — A Bola estará 1/2 a 1 Fora)
Bomba Auxiliar de Combustível (Motor Inoperante)	— Desligue
Magnetos (Motor Inoperante)	— Desligue (OFF)
Flapes de Refrigeração	— Fechados para o Motor Inoperante e Conforme Necessário para o Motor Remanescente
Alternador (Motor Inoperante)	— Desligue (OFF)
Carga Elétrica	— Reduza
Seletora de Combustível (Motor Inoperante)	— FECHA
Seletora de Combustível (Motor Remanescente)	— Considere o uso ALIMENTAÇÃO CRUZADA
Bomba Auxiliar de Combustível (Motor Remanescente)	— Desligue
Manete de Potência (Motor Remanescente)	— Conforme Necessário

FALHA DO MOTOR NA DECOLAGEM (Abaixo de 85 nós V_i)

Se a falha do motor ocorrer durante a decolagem, antes de ter sido alcançada a velocidade de 85 nós V_i

Manetes de Potência	— MIN - Reduza Ambas Imediatamente.

Pare em Frente

Se não houver pista suficiente para parar:

Manetes de Potência	— MIN
Freios	— Aplique Máximo
Interruptor da Bateria	— Desligue (OFF)
Seletoras de Combustível	— FECHA

Continue Freiando, Mantendo a Reta e Desviando dos Obstáculos se Necessário

FALHA DO MOTOR NA DECOLAGEM (85 nós V_i ou acima)

Se a falha do motor ocorrer na decolagem durante a corrida no solo ou após a saida do solo, com o trem ainda abaixado, tendo o avião atingido ou ultrapassado 85 nós V_i:

Se houver pista suficiente, posicione imediatamente ambas as manetes de potência em "MIN", pouse se já tiver saido do solo, pare em frente.

Se não houver pista suficiente para parar, decida entre abortar ou continuar a decolagem. Se a decisão for continuar, mantenha proa e velocidade, recolha o trem de pouso quando houver indicação positiva de razão de subida acelere até atingir 92 nós V_i, e então embandeire o motor inoperante (Veja "PROCEDIMENTO DE CORTE DO MOTOR")

ATENÇÃO

Certas combinações de peso do avião, configuração, condições atmosféricas e velocidade, poderão acarretar uma razão de subida negativa. Consulte o Gráfico de "Razão de Subida com Trem de Pouso Recolhido" - Figura 5-10.

FALHA DO MOTOR EM VÔO (Abaixo de 66 nós V_i)

Leme de Direção	— Aplique o Pedal do Lado do Motor em Operação
Manetes de Potência	— Recue Ambas para Minimizar o efeito de Guinada
Atitude da Aeronave	— Abaixe o Nariz da Aeronave para Aumentar a Velocidade Acima de 66 nós V_i *
Manete de Potência (Motor em Operação)	— Avance a Medida que a Velocidade Aumenta Acima de 66 nós V_i *

Se a Altura Permitir, Tente Uma Nova Partida.

Se o Motor não der partida ou a altura não for suficiente, veja o Procedimento de Corte do Motor (Procedimento de Embandeiramento)

ATERRAGEM MONOMOTOR

Manete de Hélice (Motor Inoperante)	— BANDEIRA

Quando a aterragem estiver assegurada:

Seletora do Trem de Pouso	— EMBAIXO
Flapes	— Conforme Necessário

Mantenha Altura e Velocidade Adicionais Durante a Aproximação.

Velocidade de Cruzamento	— 90 nós V_i

* 67 nós V_i com as portas traseiras removidas.

ARREMETIDA MONOMOTOR (Evite Sempre que Possível)

Manete de Mistura – RICA

Manete de Hélice – MAX RPM

Manete de Potência – Avance (Suavemente até 40 pol.Hg máx)

Flapes – Recolhidos

Seletora do Trem de Pouso – EM CIMA

Velocidade – 92 nós V_i

Compensadores – Ajuste

Flapes de Refrigeração (Motor em Operação) – Conforme Necessário

PARTIDA DO MOTOR EM VÔO (PROCEDIMENTO DE DESEMBANDEIRAMENTO)

Seletora de Combustível (Motor inoperante) – ABRE

Interruptor da Bomba Auxiliar de Combustível (Motor Inoperante) – LO

Manete de Potência – Avance 6,5 mm (1/4 pol)

Manete de Hélice – MÁX RPM

Manete de Mistura – RICA

Interruptores dos Magnetos – Ligue (ON)

Motor de Partida – Acione, até a Hélice Girar em Molinete

Manete de Potência – Reduza a Potência, até Que o Motor Aqueça

Bomba Auxiliar de Combustível – Desligue (OFF)

Se a Partida não se Verificar, Escorve o Motor Conforme Necessário e Torne a Acionar o Motor de Partida.

Depois que o motor der partida:

Interruptor do Alternador – Ligue (ON)

FOGO

FOGO NO MOTOR NO SOLO

Se o motor não tiver dado partida:

Manete de Mistura – CORTE

Manete de Potência – MAX

Motor de Partida – Acione

Se o Motor Tiver Dado Partida e Estiver Funcionando, Continue Operando para Tentar Levar o Fogo para Dentro do Mesmo.

Se o Fogo Continuar, Use o Melhor Recurso Externo de Extinção Disponível.

Se for usado um meio externo de extinção:

Seletoras de Combustível — FECHA

Manete de Mistura — CORTE

FOGO NO MOTOR EM VÔO

Motor afetado:

Seletora de Combustível — FECHA

Manete de Potência — MIN

Manete de Hélice — BANDEIRA

Manete de Mistura — CORTE

Aquecimento da Cabine — Desligado (OFF)

Desembaciamento — Desligado (OFF)

Pouse imediatamente se o terreno permitir

CONTROLE DO COMBUSTÍVEL DURANTE OPERAÇÃO MONOMOTOR

CRUZEIRO

Quando utilizar combustível proveniente do tanque do mesmo lado do motor remanescente:

Seletora de Combustível (Motor Remanescente) — ABRE

Seletora de Combustível (Motor Inoperante) — FECHA

Bombas Auxiliares de Combustível — Desligue

Quando utilizar combustível proveniente do tanque do lado oposto ao do motor remanescente:

Seletora de Combustível (Motor Remanescente) — ALIMENT CRUZADA

Seletora de Combustível (Motor Inoperante) — FECHA

Bombas Auxiliares de Combustível — Desligue

NOTA

Use Alimentação Cruzada Somente em Vôo Nivelado.
Não Utilize a alimentação cruzada quando o tanque do lado do motor remanescente estiver cheio, pois poderá haver perda de combustível através do suspiro do tanque. Veja procedimento detalhado no parágrafo 3-11.

ATERRAGEM

Seletora de Combustível (Motor Remanescente) — ABRE

Seletora de Combustível (Motor Inoperante) — FECHA

FALHA DA BOMBA DE COMBUSTÍVEL DO MOTOR

Manete de Potência — Recue

Interruptor da Bomba Auxiliar de Combustível — HI

Manete de Potência — Ajuste para Potência de 75% ou Menos

ADVERTÊNCIA

- **Se a operação normal do motor e o fluxo de combustível não forem restabelecidos imediatamente, a bomba auxiliar de combustível deverá ser desligada. A falta de indicação de fluxo, quando o interruptor da bomba auxiliar estiver posicionado em "HI", pode significar um vazamento no sistema ou falta de combustível.**
- **Não ligue os interruptores das bombas auxiliares de combustível, a não ser que haja necessidade de eliminar vapor (posição LO) ou ocorra falha da bomba de combustível do motor (posição HI). As bombas auxiliares de combustível não entram em operação automáticamente. O posicionamento do interruptor da bomba auxiliar em "HI", quando o motor estiver operando normalmente, pode causar funcionamento áspero do motor e/ou perda de potência.**

ALARMES DO TREM DE POUSO

A Luz Vermelha Acesa Indica Trem de Pouso em Trânsito (Não Travado).

Repita a Operação de Abaixamento ou Recolhimento do Trem de Pouso, se a Indicação de Falha Continuar.

A Luz Vermelha Também Acende Quando a Buzina de Alarme Soa, em Regime de Baixa Potência, se o Trem de Pouso Não Estiver Abaixado e Travado.

ABAIXAMENTO DO TREM DE POUSO EM EMERGÊNCIA

Antes de proceder ao abaixamento do trem de pouso em emergência, verifique o seguinte:

Disjuntores — Verifique

Interruptor da Bateria — Ligado (ON)

Alternadores — Verifique

Luzes de Navegação — Desligadas (OFF) - (Durante o Dia)

Para o abaixamento do trem de pouso em emergência, proceda como segue:

Trava do Comando (Grampo de Segurança) — Solte (Mova para Baixo)

Velocidade — Reduza (85 nós V_i máx)

Seletora do Trem de Pouso — EMBAIXO

Comando de Abaixamento em Emergência — Puxe

Luzes de Indicação — Verifique - 3 Verdes Acesas

Mantenha o Comando de Abaixamento do Trem de Pouso em Emergência, Puxado.

ATERRAGEM COM O TREM DE POUSO RECOLHIDO

Aproximação — Normal

Flapes — Conforme Necessário

Manetes de Potência — MIN (Pouco Antes do Toque no Solo)

Interruptor da Bateria — Desligado (OFF)

Seletora de Combustível — FECHA

Magnetos — Desligados (OFF)

Toque o solo com a menor velocidade possível.

FALHA DO MOTOR COM AS PORTAS TRASEIRAS REMOVIDAS (CABINE E BAGAGEIRO)

A velocidade mínima de controle, para esta configuração, é 67 nós V_i.
Se a velocidade estiver abaixo de 67 nós V_i, reduza a potência do motor remanescente e aplique os pedais para manter o controle direcional.

FALHAS NO SISTEMA ELÉTRICO

Luz de advertência do alternador (ALT) acesa:

Amperímetros/Amperímetro* — Verifique

Carga Elétrica — Reduza ao Mínimo

Interruptores dos Alternadores — Desligue (OFF), Em Seguida Ligue (ON) um de Cada Vez.

Se não houver indicação de corrente:

Interruptor da Bateria — Desligue (OFF)

Interruptores dos Alternadores — Desligue (OFF), Em Seguida Ligue (ON) um de Cada Vez.

*Aeronaves de N/S 810500 e Seguintes.

Se ainda não houver indicação de corrente:

Interruptores dos Alternadores — Desligue (OFF)

Interruptor da Bateria — Conforme Necessário

Se os alternadores não puderem ser restaurados, reduza a carga elétrica e pouse assim que for praticável, visto que a bateria é a única fonte de força elétrica remanescente.

ATENÇÃO

O erro da bússola magnética poderá exceder 10°, com ambos os alternadores inoperantes.

NOTA

Se a bateria estiver descarregada, o trem de pouso deverá ser abaixado, usando-se o procedimento para "Abaixamento do Trem de Pouso em Emergência". As luzes de indicação de posição do trem de pouso estarão inoperantes.

Sobrecarga Elétrica (alternadores com 30 ampères acima da carga normal conhecida).

Carga Elétrica — Reduza

Se as cargas dos alternadores não puderem ser reduzidas.

Interruptor da Bateria — Desligue (OFF)

Se as cargas dos alternadores não reduzirem, pouse assim que for possível. Esteja atento para a ocorrência de uma falha completa no sistema elétrico.

FALHAS NO SISTEMA DE SUCÇÃO

Pressão Abaixo de 4,5 pol. Hg:

Rotação do (s) Motor (es) — Aumente para 2.600 RPM

Altitude — Desça para Manter 4,5 pol. Hg

Use o indicador elétrico de curva para monitorar o desempenho do Indicador de Curso e do Indicador de Atitude.

RECUPERAÇÃO DE "PARAFUSO"

Manetes de Potência — MIN

Leme de Direção — Aplique Totalmente o Pedal no Sentido Oposto à Direção de Rotação.

Manche — Alivie

Manche — Totalmente à Frente, se o Nariz não Abaixar

Ailerons — Em Neutro

Pedais do Leme de Direção — Em Posição Neutra, Quando Cessar a Rotação

Manche — Puxe Suavemente Para Recuperar a Atitude de Vôo Nivelado

DESCIDA DE EMERGÊNCIA

Manetes de Potência — MIN

Manetes de Hélice — MÁX RPM

Manetes de Mistura — Conforme Necessário para Operação Suave do Motor

Seletora do Trem de Pouso — EMBAIXO

Velocidade — 130 nós V_i

SUPERAQUECIMENTO DO AQUECEDOR A COMBUSTÃO

A unidade se desligará automaticamente. Não tente religá-la.

PORTA ABERTA EM VÔO (PORTA DIANTEIRA DA CABINE)

Se ambas as travas, superior e lateral da porta, não estiverem aplicadas, a porta fica ligeiramente aberta, acarretando uma leve redução de velocidade.

Para fechar a porta em vôo:

Diminua a velocidade do avião para 90 nós V_i.

Entradas de Ar da Cabine — Feche

Janela de Mau Tempo — Abra

Se a trava Lateral Estiver Destravada — Puxe a Porta pelo Descanso de Braço e ao mesmo Tempo Mova a Maçaneta da Porta para a Posição "TRAVADA"

Se a Trava Superior Estiver Destravada — Trave

Se Ambas as Travas Estiverem Destravadas — Aplique a Trava Lateral e a seguir a Trava Superior

DISPARO DA HÉLICE

Manete de Potência — Recue

Manete de Hélice — MIN RPM — Em Seguida Ajuste se Houver Algum Comando

Velocidade — Reduza

Manete de Potência — Conforme Necessário para Manter a Rotação de 2.600 RPM no Máximo

FALHA DO CIRCUITO DO INTERRUPTOR GERAL DE RÁDIOS

Chave Geral de Emergência de Rádios — Ligue

3-5. PROCEDIMENTOS DE EMERGÊNCIA AMPLIADOS (GENERALIDADES)

Os parágrafos apresentados a seguir têm por objetivo fornecer informações adicionais, para um maior esclarecimento ao piloto quanto à linha de ação recomendada e a causa provável da situação de emergência.

3-7. PROCEDIMENTOS COM UM MOTOR INOPERANTE

IDENTIFICAÇÃO DO MOTOR INOPERANTE

Na falha do motor (Perda de Tração) estando os comandos coordenados, o nariz da aeronave guinará na direção do motor inoperante.

PROCEDIMENTO DE CORTE DO MOTOR (PROCEDIMENTO DE EMBANDEIRAMENTO)

Ao iniciar o Procedimento de Embandeiramento, lembre-se de que a velocidade mínima de controle (V_{MC}) é de 66 nós V_i e a velocidade de melhor razão de subida monomotor é de 92 nós V_i.
Para executar o embandeiramento, mantenha a direção e uma velocidade acima de 85 nós V_i. Avance as manetes de mistura e de hélice. As manetes de potência deverão ser avançadas, a fim de manter uma velocidade de segurança. Recolha os flapes e o trem de pouso e identifique o motor inoperante. O nariz da aeronave guinará para o lado do motor inoperante. Recue a manete de potência do motor inoperante para verificar a falha do motor.

NOTA

> Se as circunstâncias permitirem, no caso de falha do motor, o piloto pode tentar restabelecer a potência, antes de decidir efetuar o embandeiramento.

Se as circunstâncias permitirem uma tentativa de restaurar a potência antes de decidir pelo embandeiramento, ajuste a manete de mistura conforme necessário, posicione a seletora de combustível em "ABRE" e selecione o magneto esquerdo (L) ou direito (R).
Abra o controle alternativo de ar e ligue o interruptor da bomba auxiliar de combustível para a posição "HI". Se a potência não for restaurada imediatamente, desligue o interruptor da bomba auxiliar de combustível.
As hélices só podem ser embandeiradas enquanto o motor estiver girando acima de 800 RPM. A perda da força centrífuga devido a queda de rotação, determina o acionamento de um pino batente que impede a hélice de embandeirar, sempre que o corte do motor é efetuado no solo. A performance do avião em um vôo monomotor diminuirá, se a hélice do motor inoperante não for embandeirada.
A manete da hélice do motor inoperante deve ser colocada na posição "BANDEIRA" e a manete da mistura na posição "CORTE".
Compense a aeronave conforme necessário e mantenha 3° a 5° de inclinação para o lado do motor remanescente. A bola estará 1/2 a 1 fora, para um arrasto mínimo. As bombas auxiliares de combustível deverão estar desligadas, exceto em caso de falha de uma bomba de combustível do motor. Desligue os magnetos e feche os flapes de refrigeração do motor inoperante. No motor remanescente, os

flapes de refrigeração deverão ser usados como necessário. O alternador do motor inoperante, deverá ser desligado e a carga elétrica reduzida para prevenir um descarregamento da bateria. Posicione o controle da seletora de combustível do motor inoperante para a posição "FECHA". Se necessário, considere o uso da alimentação cruzada (consulte o item, "Controle de Combustível Durante Operação Monomotor", parágrafo 3-11). Desligue a bomba auxiliar de combustível do motor remanescente.

NOTA

Quando um motor está embandeirado, as luzes de advertência do alternador, do sistema de sucção e de pressão do óleo, permanecem acesas.

FALHA DO MOTOR NA DECOLAGEM (Abaixo de 85 nós V_i)

A velocidade mínima de controle para este avião é de 66 nós V_i, sob condições-padrão.
Se a falha do motor ocorrer na decolagem durante a corrida no solo e a velocidade não tenha atingido 85 nós V_i, posicione imediatamente ambas as manetes de potência em "MIN" e pare em frente, mantendo a reta. Se no ar, pouse e pare em frente.
Se não houver pista suficiente para parar, posicione as manetes de potência em "MIN" e aplique freagem máxima. Desligue o interruptor da bateria e posicione as seletoras de combustível em "FECHA". Continue freiando e mantendo a reta, manobrando somente para desviar de obstáculos, se necessário.

FALHA DO MOTOR NA DECOLAGEM (85 nós V_i ou Acima)

Se a falha do motor ocorrer na decolagem durante a corrida no solo ou após a saída do solo com o trem de pouso ainda abaixado, tendo o avião atingido ou ultrapassado a velocidade de 85 nós V_i, o procedimento a ser aplicado dependerá do comprimento de pista restante disponível. Se houver pista suficiente, posicione imediatamente ambas as manetes de potência em "MIN", pouse, se já tiver saido do solo, e pare em frente. Se não houver pista suficiente para parar, o piloto deve decidir entre abortar ou continuar a decolagem.
Esta decisão deve basear-se na experiência do piloto, considerando também o carregamento, a altitude-densidade, os obstáculos e as condições meteorológicas. No caso de decidir continuar a decolagem, mantenha a proa e a velocidade. Quando houver indicação de razão de subida positiva, recolha o trem de pouso, acelere até atingir a velocidade de 92 nós V_i e embandeire a hélice do motor inoperante (Consulte o "Procedimento de Corte do Motor", parágrafo 3-7).

ATENÇÃO

Certas combinações de peso do avião, configuração, condições atmosféricas e velocidade, poderão acarretar uma razão de subida negativa. Consulte o Gráfico de "Razão de Subida com Trem de Pouso Recolhido" - Figura 5-10

FALHA DO MOTOR EM VÔO (Abaixo de 66 nós V_i)

Em caso de falha do motor em vôo, a uma velocidade abaixo de 66 nós V_i, aplique o pedal do leme de direção para o lado do motor remanescente, para manter o controle direcional. As manetes de potência devem ser recuadas para anular o efeito de guinada produzido pela assimetria de potência.
Comande a aeronave no sentido de picar para acelerar acima de 66 nós V_i e aumente a potência do motor remanescente, á medida que a velocidade ultrapassar 66 nós V_i. *
Após atingir uma velocidade acima de 66 nós V_i,* e a altura permitir, pode-se tentar uma nova partida do motor. Se o motor não der partida ou a altura não for suficiente, o mesmo deverá ser cortado. (Ver "Procedimento de Corte do Motor", parágrafo 3-7).

ATERRAGEM MONOMOTOR

Complete o "Procedimento de Corte do Motor", parágrafo 3-7. O trem de pouso não deve ser abaixado e os flapes não devem ser estendidos até que o pouso esteja assegurado.
Mantenha altura e velocidade adicionais durante a aproximação, considerando que a aterragem deve ser feita corretamente na primeira tentativa e que uma arremetida deve ser evitada sempre que possível.
Estabeleça uma velocidade de cruzamento de 90 nós V_i e use flapes conforme necessário.

ATENÇÃO

Sob certas condições de carregamento e altitude-densidade, uma arremetida pode ser impossível e em qualquer circunstância, a aplicação súbita de potência, durante operação monomotor, torna o controle da aeronave mais difícil.

ARREMETIDA MONOMOTOR

NOTA

Uma arremetida monomotor deve ser evitada sempre que possível.

Para executar uma arremetida monomotor, avance a manete de mistura para a posição "RICA" e a manete de hélice para a posição "MAX RPM". A manete de potência deve ser avançada suavemente até 40 pol.Hg de pressão de admissão. Recolha os flapes e o trem de pouso. Mantenha a velocidade de melhor razão de subida monomotor (92 nós V_i).
Ajuste os compensadores e os flapes de refrigeração, conforme necessário.

PARTIDA DO MOTOR EM VÔO (PROCEDIMENTO DE DESEMBANDEIRAMENTO)

Posicione a seletora de combustível do motor inoperante em "ABRE" e verifique se o interruptor da bomba auxiliar de combustível do mesmo motor está posicionado em "LO". Avance ligeiramente a manete de potência 6,5 mm (1/4 pol) e ajuste a manete de mistura na posição "RICA".

* 67 nós V_i com as portas traseiras removidas.

Ligue os magnetos, ajuste a manete de hélice toda para frente e acione o motor de partida, até a hélice girar em molinete. Se o motor não der partida, escorve-o conforme necessário e torne a acionar o motor de partida. Após a partida do motor coloque o interruptor da bomba auxiliar de combustível em "DESL", recue a manete de potência até que o motor se aqueça e ligue o interruptor do alternador.

3-9. FOGO NO MOTOR

FOGO NO MOTOR NO SOLO

A primeira tentativa para extinção do fogo consiste em procurar aspirar o fogo para dentro do motor. Se o motor não tiver dado partida, posicione a manete de mistura em "CORTE", avance a manete de potência e acione o motor de partida.
Se o motor der partida e estiver funcionando, continue a operá-lo para tentar aspirar o fogo para o interior do mesmo.
Em qualquer dos casos acima, se o fogo persistir por mais de alguns segundos, a sua extinção deverá ser feita mediante o uso do melhor recurso externo disponível.
Se for utilizado um recurso externo de extinção de fogo, as seletoras de combustível devem estar na posição "FECHA" e a manete de mistura na posição "CORTE".

FOGO NO MOTOR EM VÔO

O procedimento abaixo é de caráter geral, prevalescendo o julgamento do piloto como fator determinante quanto as providências a serem tomadas diante de tal emergência.
Se ocorrer fogo em um motor em vôo, posicione a seletora de combustível do motor afetado em "FECHA". Embandeire a hélice e coloque a manete de mistura na posição "CORTE".
Os flapes de refrigeração deverão estar abertos. Pouse imediatamente se o terreno permitir.

3-11. CONTROLE DO COMBUSTÍVEL DURANTE OPERAÇÃO MONOMOTOR

Deve ser estabelecida a alimentação cruzada durante a operação monomotor para aumentar o alcance. Use alimentação cruzada somente em vôo nivelado.

CRUZEIRO

Quando utilizar combustível proveniente do tanque do lado do motor remanescente, a seletora de combustível desse tanque deve estar posicionada em "ABRE" e a do motor inoperante posicionada em "FECHA". As bombas auxiliares de combustível devem permanecer desligadas exceto no caso de falha de uma bomba de combustível do motor. No caso de falha da bomba de combustível do motor operante, a bomba auxiliar desse motor deve ser ligada em "HI".
O alcance em vôo monomotor pode ser ampliado, utilizando-se o combustível proveniente do tanque do lado oposto ao do motor remanescente. Para essa operação, a seletora de combustível do motor remanescente deve ser posicionada em ALIMENT CRUZADA e a seletora de combustível do motor

inoperante deve estar na posição "FECHA". As bombas auxiliares de combustível devem ser desligadas.

NOTA

Por uma linha de retorno de vapor que sai de cada motor, retorna ao tanque do mesmo lado, uma porcentagem de combustível. Assim sendo, um mínimo de 30 minutos de consumo de combustível desse mesmo tanque deve ser utilizado, antes de selecionar a alimentação cruzada. Se o ponteiro do indicador de quantidade de combustível do tanque do lado do motor remanescente se aproximar da marca "FULL", retorne a consumir o combustível desse tanque por 30 minutos (mínimo) a fim de baixar seu nível, antes de retornar à alimentação cruzada, para evitar a perda de combustível através do suspiro do tanque.

ATERRAGEM

Na aterragem, a seletora de combustível do motor remanescente deve estar na posição "ABRE" e a do inoperante, "FECHA". A bomba auxiliar de combustível deve permanecer desligada, exceto em caso de falha da bomba de combustível do motor.

3-13. FALHA DA BOMBA DE COMBUSTÍVEL DO MOTOR

Se ocorrer uma falha da bomba de combustível do motor, a bomba auxiliar de combustível pode fornecer pressão de combustível suficiente até uma potência de 75%, aproximadamente.
Qualquer combinação de RPM e de pressão de admissão, definida na "Tabela de Ajuste de Potência de Cruzeiro", pode ser usada, entretanto, pode ser necessário empobrecer a mistura para operação suave em altitudes de 15.000 pés ou para uma rotação abaixo de 2.300 RPM. Devem ser usados os procedimentos normais de cruzeiro, descida e aproximação.
Perda de pressão de combustível e de potência do motor pode ser uma indicação de falha da bomba de combustível do motor. Caso isto ocorra e havendo suspeita de falha da bomba de combustível do motor, recue a manete de potência e posicione o interruptor da bomba auxiliar de combustível em "HI". A manete de potência pode, então, ser reajustada para potência de 75% ou menos.

ADVERTÊNCIA

- **Se a operação normal do motor e o fluxo de combustível não forem restabelecidos imediatamente, a bomba auxiliar de combustível deverá ser desligada. A falta de indicação de fluxo, quando o interruptor da bomba auxiliar estiver posicionado em "HI", pode significar um vazamento no sistema ou falta de combustível.**

- Não ligue os interruptores das bombas auxiliares de combustível, a não ser que haja necessidade de eliminar vapor (posição LO) ou ocorra falha da bomba de combustível do motor (posição HI). As bombas auxiliares de combustível não entram em operação automáticamente. O posicionamento do interruptor da bomba auxiliar em "HI", quando o motor estiver operando normalmente, pode causar funcionamento áspero do motor e/ou perda de potência.

3-15. ALARMES DO TREM DE POUSO

A luz vermelha de alarme acende quando o trem de pouso está em trânsito, entre a posição totalmente recolhido e a posição travado embaixo. O piloto deve repetir a operação de abaixamento ou recolhimento do trem de pouso, caso a luz vermelha permaneça acesa. A luz vermelha também acende, quando a buzina de alarme do trem de pouso soa. A buzina de alarme do trem de pouso soa em regime de baixa potência, se o trem de pouso não estiver abaixado e travado.

3-17. ABAIXAMENTO DO TREM DE POUSO EM EMERGÊNCIA

Antes de proceder ao abaixamento do trem de pouso em emergência, verifique se os disjuntores não estão desarmados e se o interruptor da bateria está ligado (ON). Verifique a seguir os alternadores. Durante o dia, desligue as luzes de navegação.
Para executar o abaixamento do trem de pouso em emergência, a potência deve ser reduzida para manter a velocidade abaixo de 85 nós V_i. Posicione a seletora do trem de pouso em "EMBAIXO" destrave e puxe o comando de abaixamento do trem de pouso em emergência. Verifique se as 3 lâmpadas verdes indicadoras acendem.

ATENÇÃO

Se o comando de abaixamento do trem de pouso em emergência foi puxado devido à falha no sistema do trem de pouso, deixe o comando nessa posição, até que a aeronave esteja no solo e possa ser suspensa por macacos para verificação do funcionamento adequado dos sistemas hidráulico e elétrico do trem de pouso.

3-19. ATERRAGEM DE EMERGÊNCIA COM O TREM DE POUSO RECOLHIDO

Faça uma aproximação com potência e velocidade normais. A posição dos flapes fica a critério do piloto, lembrando que com os flapes recolhidos, a possibilidade de danos aos mesmos fica reduzida.
Posicione as manetes de potência em "MIN", pouco antes do toque no solo. Desligue (OFF) o interruptor da bateria e os magnetos e posicione as seletoras de combustível em "FECHA".
Toque o solo com a menor velocidade possível.

3-21. FALHA DO MOTOR COM AS PORTAS TRASEIRAS REMOVIDAS (CABINE E BAGAGEIRO)

A velocidade mínima de controle monomotor com as portas traseiras removidas é de 67 nós V_i. Se a falha do motor ocorrer a uma velocidade abaixo de 67 nós V_i, reduza a potência do motor remanescente conforme necessário e aplique os pedais do leme de direção para manter o controle direcional.

3-23. FALHAS NO SISTEMA ELÉTRICO

Para as aeronaves de N/S 810453 a 810499

No caso da luz de advertência do alternador (ALT) acender, observe os amperímetros, para determinar qual alternador está em pane. Se ambos os amperímetros indicarem zero, reduza as cargas elétricas ao mínimo. Desligue ambos os interruptores dos alternadores e, em seguida, ligue um de cada vez, observando os amperímetros. Mantenha ligado o alternador que indicar carga por menor que seja (porém diferente de zero). O outro alternador deve permanecer desligado. Ligue os equipamentos elétricos necessários, mas não exceda a carga de 60 A. Se ambos os alternadores não puderem ser restaurados, os interruptores dos mesmos deverão ser desligados. Reduza a carga elétrica deixando ligados somente os sistemas essenciais e pouse assim que for praticável, visto que a bateria, neste caso, é a única fonte de força elétrica remanescente.

Se um amperímetro indicar zero, desligue-o e ligue-o novamente. Se isso não for suficiente para restaurar a indicação, verifique os disjuntores. Se necessário, os disjuntores podem ser rearmados uma vez mais. Se o alternador permanecer inoperante, reduza, se necessário, as cargas elétricas e prossiga o vôo, somente após um julgamento criterioso.
Tome as medidas necessárias de manutenção, para corrigir o defeito antes do próximo vôo.

NOTA

As marcações nos amperímetros requerem interpolações para calcular os valores de amperagem indicados. Operando os alternadores com menos de 60 ampères, fica assegurado que a bateria manterá sua carga.

ATENÇÃO

O erro da bússola magnética poderá exceder 10°, com ambos os alternadores inoperantes.

Se um dos alternadores estiver fornecendo uma corrente acima do normal (mais de 30 amperes acima do consumo de corrente conhecido para as condições existentes), pode ser devido a carga da bateria estar baixa, bateria defeituosa, ou por outra anormalidade na carga elétrica. Se a causa for devido a bateria com baixa carga, a indicação deverá começar a decrescer para normal, dentro de 5 minutos. Se isto não acontecer, proceda como segue:
Desligue o interruptor da bateria e as indicações de corrente dos alternadores deverão decrescer.
Ligue o interruptor da bateria. Caso as indicações de corrente dos alternadores não decrescerem, posicione o interruptor da bateria em "OFF" e pouse assim que for praticável. Toda a carga elétrica estará sendo fornecida pelos alternadores. Esteja atento para a ocorrência de uma falha completa no sistema elétrico.

NOTA

Uma operação com o interruptor do alternador ligado (ON) e o interruptor da bateria desligado (OFF), deverá ser executada somente quando necessário, em caso de falha elétrica da bateria, pois poderá causar aumento de voltagem no sistema e ruido na frequência do rádio.

Aeronaves N/S 810500 e seguintes

Se a luz "ALT" de alarme de falha do alternador acender, verifique a saída de cada alternador, pressionando alternadamente os botões localizados em ambos os lados do amperímetro, para determinar qual alternador está inoperante. Se os dois alternadores mostrarem saída zero no amperímetro, reduza a carga elétrica ao mínimo. Desligue os interruptores dos dois alternadores, e então ligue-os momentaneamente, um de cada vez, observando a saída do respectivo alternador. O alternador que mostrar a mínima corrente (porém, diferente de zero), deve ser ligado. O outro alternador, deve ser deixado desligado.
A carga elétrica, pode ser restabelecida conforme necessário para um máximo de 60 ampères. Se as saídas de ambos os alternadores não puderem ser restabelecidas, os interruptores dos mesmos devem ser deixados desligados. Mantenha ligado somente o equipamento necessário ao vôo e pouse logo que for praticável. A bateria é a única fonte de energia remanescente.
Se um alternador indicar zero no amperímetro, desligue e ligue-o novamente. Se isso não for suficiente para restabelecer a indicação, verifique os disjuntores. Se necessário, os disjuntores podem ser rearmados uma vez mais. Se o alternador permanecer inoperante, reduza, se necessário, as cargas elétricas e prossiga o vôo, somente após um julgamente criterioso.
Quando o ponteiro do amperímetro indicar para a esquerda do centro, a bateria está sendo descarregada; quando o ponteiro indicar para a direita do centro, a bateria está sendo carregada. Durante operações com um único alternador, esse recurso pode ser usado para determinar a carga elétrica a ser reduzida.
Tome todas as medidas necessárias de manutenção, para corrigir o defeito antes do próximo vôo.

NOTA

As marcações nos amperímetros requerem interpolações para calcular os valores de amperagem indicados. Operando os alternadores com menos de 60 ampères, fica assegurado que a bateria manterá sua carga.

ATENÇÃO

O erro da bússola magnética poderá exceder 10°, com ambos os alternadores inoperantes.

Se um dos alternadores estiver fornecendo uma corrente acima do normal (mais de 30 ampères acima do consumo de corrente conhecido para as condições existentes), pode ser devido a carga da bateria estar baixa, bateria defeituosa, ou por outra anormalidade na carga elétrica. Se a causa for devido a bateria com baixa carga, a indicação deverá começar a decrescer para normal, dentro de 5 minutos.

Se isto não acontecer, proceda como segue:
Desligue o interruptor da bateria e as indicações de corrente dos alternadores deverão decrescer. Ligue o interruptor da bateria. Caso as indicações de corrente dos alternadores não decrescerem,posicione o interruptor da bateria em "OFF" e pouse assim que for praticável. Toda a carga elétrica estará sendo fornecida pelos alternadores. Esteja atento para ocorrência de uma falha completa no sistema elétrico.

NOTA

Uma operação com o interruptor do alternador ligado (ON) e o interruptor da bateria desligado (OFF), deverá ser executada somente quando necessário, em caso de falha elétrica da bateria, pois poderá causar aumento de voltagem no sistema e ruido na frequência do rádio.

3-25. FALHAS NO SISTEMA DE SUCÇÃO

Uma pane no sistema de sucção é caracterizada por uma leitura de baixa pressão no indicador de sucção. No caso de falha de uma bomba de sucção ou de corte de um motor, acenderá uma luz de advertência (GYRO AIR) no painel de alarme, porém isto não indica propriamente uma pane no sistema de sucção, visto que a bomba do outro motor está alimentando o sistema com a pressão adequada. Na eventualidade de uma pane no sistema de sucção (pressão de sucção abaixo de 4,5 pol. Hg), aumente a rotação do (s) motor (es) para 2600 RPM. Se possível, desça para uma altitude onde a sucção de 4,5 pol. Hg possa ser mantida. Use o indicador elétrico de curva para monitorar o indicador de atitude e o indicador de curso. Nas aeronaves N/S 810515, 810541 e seguintes, o indicador de curso do 1° piloto é elétrico, portanto não é afetado por problemas de sucção.

3-27. RECUPERAÇÃO DE "PARAFUSO"

São proibidos parafusos intencionais; todavia, se um parafuso ocorrer, aplique medidas imediatas de recuperação.
As manetes de potência devem ser posicionadas em "MIN". Aplique totalmente o pedal do leme de direção no sentido contrário ao de rotação. Alivie o manche. Se o avião não assumir a atitude de picada, empurre a manete totalmente para a frente. Mantenha os ailerons na posição neutra. Conserve os comandos nessa posição, até sair do parafuso. Coloque então, o leme de direção na posição neutra. A recuperação da picada resultante é obtida, puxando-se suavemente o manche. Qualquer movimento brusco durante a recuperação da picada poderá fazer com que o limite do fator de carga de manobra seja excedido.

NOTA

Os regulamentos da FAR não exigem demonstração de parafuso em aeronaves multi-motores, por conseguinte, manobras desta natureza, não devem ser executadas. O estabelecimento da presente técnica está baseado nas melhores informações disponíveis.

3-29. DESCIDA DE EMERGÊNCIA

Caso se torne necessária uma descida de emergência, recue a manetes de potência para a posição "MIN" e avance as manetes de hélice para a posição "MÁX RPM". Ajuste a manete de mistura conforme necessário para conseguir uma operação suave do motor. Abaixe o trem de pouso a 130 nós V_i e mantenha essa velocidade.

3-31. SUPERAQUECIMENTO DO AQUECEDOR A COMBUSTÃO

No caso de uma condição de superaquecimento, o combustível, o ar e a ignição para o aquecedor, são cortados automáticamente. Não tente religar o aquecedor antes que o mesmo seja inspecionado e a causa do defeito determinada e corrigida.

3-33. PORTA ABERTA EM VÔO (Porta Dianteira da Cabine)

A porta dianteira da cabine, possui duas travas, de modo que são remotas as possibilidades da mesma abrir-se em vôo. Contudo, se for esquecido o travamento superior ou se a trava lateral não estiver totalmente aplicada, a porta poderá abrir-se parcialmente. Geralmente isto ocorrerá durante a decolagem ou logo depois. A porta parcialmente aberta, não afeta as características normais de vôo e uma aterragem normal pode ser executada com a porta aberta.
Se tanto a trava superior como a lateral não estiverem aplicadas, a porta ficará ligeiramente aberta, acarretando uma leve redução de velocidade.
Para fechar a porta em vôo, reduza a velocidade para 90 nós V_i, feche a ventilação da cabine e abra a janela de mau tempo. Se a trava lateral estiver aberta, puxe-a pelo descanso de braço, movendo ao mesmo tempo a maçaneta para a posição "TRAVADA". Se a trava superior estiver aberta, trave-a.
Se ambas as travas estiverem abertas, trave primeiro a lateral e em seguida a superior.

3-35. DISPARO DA HÉLICE

O disparo da hélice é causado por um mau funcionamento do governador de hélice, o que permite que as pás se desloquem até o batente de passo mínimo.
Caso ocorra disparo da hélice, recue a manete de potência e verifique a pressão do óleo. A manete da hélice deve ser movida para "MIN RPM" e ajustada em seguida, se ainda dispuser de controle. A velocidade do avião deve ser reduzida e a manete de potência usada para manter a rotação máxima de 2.600 RPM.

3-37. FALHA DO CIRCUITO DO INTERRUPTOR GERAL DE RÁDIOS

No caso de falha do circuito do interruptor geral de rádios, caracterizada pela deficiência na alimentação dos equipamentos de rádio, levante a guarda da chave geral de emergência de rádios e ligue a chave, a fim de restabelecer o fornecimento de energia elétrica.

SEÇÃO 4

PROCEDIMENTOS NORMAIS

ÍNDICE

SEÇÃO 4

PROCEDIMENTOS NORMAIS

4-1. GENERALIDADES

Esta Seção apresenta uma descrição clara dos procedimentos recomendados para as operações normais do EMB-810D. São aqui apresentados tanto os procedimentos constantes dos requisitos aplicáveis (RBHA 1340), como aqueles necessários à operação segura da aeronave, em função de suas características operacionais e de projeto.
Os procedimentos normais relativos a equipamentos e sistemas opcionais, que exijam Suplementos a este Manual, são encontrados na Seção 9 - Suplementos.
Estes procedimentos são apresentados como fonte de referência e de recapitulação, e fornecem informações sobre procedimentos que não são comuns a todos os aviões. Os pilotos devem familiarizar-se com os procedimentos apresentados nesta Seção, a fim de tornarem-se devidamente treinados nas operações normais do avião.
A parte inicial desta Seção consiste de uma "Lista Condensada de Verificações dos Procedimentos Normais" que fornece uma seqüência de ações para operações normais, dando pouca ênfase ao funcionamento dos sistemas.
A parte complementar é dedicada aos procedimentos normais em caráter mais amplo, com informações e explanações detalhadas sobre os procedimentos e como executá-los. Esta última parte da Seção não se destina ao uso como referência em vôo, em vista das longas explanações. Para esta finalidade, deve ser usada a "Lista Condensada de Verificações dos Procedimentos Normais".

4-3. VELOCIDADES DE SEGURANÇA OPERACIONAL

As velocidades apresentadas neste parágrafo são as velocidades importantes para a segurança operacional do avião. Os valores referem-se a aeronave-padrão, com peso total de 2155 kgf (4750 lb) sob condições de atmosfera-padrão ao nível do mar.
O desempenho de um avião específico poderá diferir dos valores publicados, dependendo do equipamento instalado, das condições do motor, do avião e equipamentos, das condições atmosféricas e da técnica de pilotagem.

a. Velocidade de Melhor Razão de Subida .... 92 nós V_i
b. Velocidade de Melhor Ângulo de Subida .... 76 nós V_i
c. Velocidade de Operação em Turbulência (Veja Seção 2 parágrafo 2-3) .... 140 nós V_i
d. Velocidade Máxima com Flapes Totalmente Estendidos .... 115 nós V_i
e. Velocidade de Cruzamento (flapes 40°) Pista Curta .... 82 nós V_i
f. Velocidade com um Motor Intencionalmente Inoperante .... 85 nós V_i
g. Velocidade Máxima de Vento Cruzado Demonstrada .... 17 nós

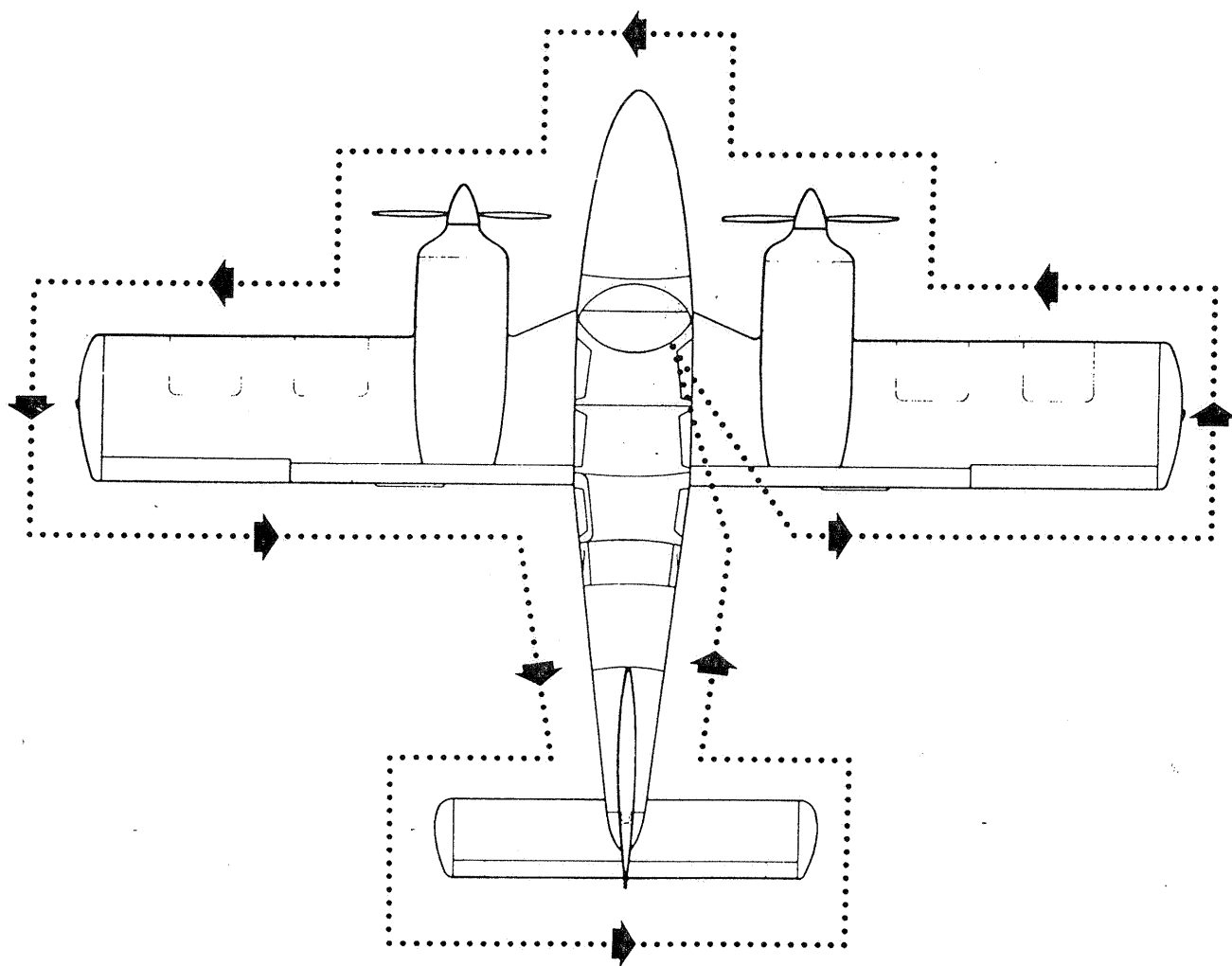



Figura 4-1. Inspeção Pré-Vôo — Sentido de Circulação

4-5. LISTA CONDENSADA DE VERIFICAÇÕES DOS PROCEDIMENTOS NORMAIS

PREPARAÇÃO

Condições da Aeronave	— Liberada para Vôo e Documentação a Bordo.
Condições Meteorológicas	— Adequadas
Bagagem	— Pesada, Alojada, Amarrada
Peso e Localização do C.G.	— Dentro dos Limites
Navegação	— Planejada
Gráficos e Equipamentos de Navegação	— A Bordo
Desempenho e Alcance	— Calculados e Considerados Seguros

INSPEÇÃO PRÉ–VÔO

a. CABINE DE COMANDO

Seletora do Trem de Pouso	— EMBAIXO
Equipamentos Eletrônicos	— Desligados (OFF)
Interruptor da Bateria	— Ligue (ON)
Luzes do Trem de Pouso	— As 3 Verdes Acesas e a Vermelha Apagada
Indicadores de Quantidade de Combustível	— Verifique. Quantidade Adequada para o Vôo, Mais Reserva
Interruptor Geral de Rádios	— Verifique e Desligue
Chave Geral de Emergência de Rádios	— Verifique e Desligue
Flapes	— Verifique Operação Adequada e Recolha
Interruptor da Bateria	— Desligado (OFF)
Flapes de Refrigeração	— Abra
Interruptores dos Magnetos	— Desligue (OFF)
Manetes de Mistura	— CORTE
Compensadores	— Em Neutro
Comandos de Vôo	— Livres
Sistema Pitot-Estático	— Drene
Poltronas Desocupadas	— Prenda os Cintos
Drenos de Alimentação Cruzada	— Drene

b. INSPEÇÃO EXTERNA

ASA DIREITA

Drenos de Alimentação Cruzada	— Verifique-Fechados
Asa, Aileron e Flape	— Verifique Condições das Superfícies
Trem de Pouso Principal	— Verifique Quanto a Vazamentos
Amortecedor	— Verifique Distensão Normal (8,1 cm)
Pneu	— Verifique
Ponta da Asa	— Verifique
Bordo de Ataque da Asa	— Verifique
Bocal de Abastecimento de Combustível	— Abra, Verifique Quantidade, Cor e Feche.
Nacele do Motor	— Verifique o Nível de Óleo
Hélice	— Verifique
Flapes de Refrigeração	— Verifique - Abertos
Drenos de Combustível	— Drene

NARIZ

Condições Gerais	— Verifique
Trem de Pouso	— Verifique Quanto a Vazamentos
Amortecedor	— Verifique Distensão Normal (3,0 cm)
Pneu	— Verifique
Garfo de Reboque	— Removido e Alojado
Farol de Aterragem	— Verifique
Porta do Bagageiro	— Feche/Trave - Chave Liberada
Pára-brisa	— Verifique Limpeza e Fixação

ASA ESQUERDA

Asa, Nacele e Trem de Pouso	— Verifique Como na Asa Direita
Detector de Estol	— Verifique
Tubo de Pitot	— Verifique-Desobstruído

CONE DE CAUDA

Porta Traseira	— Fechada e Travada

Tomada Estática Esquerda	— Desobstruída
Entrada de Ar Externo	— Desobstruída
Empenagem	— Verifique
Estabilizador	— Verifique - Movimentos Livres
Tomada Estática Direita	— Desobstruída
Antenas	— Verifique

c. APÓS A INSPEÇÃO EXTERNA

Interruptor da Bateria	— Ligue (ON).
Luzes de Navegação, Anti-Colisão e Farol de Aterragem	— Ligue - Verifique Acendimento e Desligue
Aquecimento do Tubo Pitot	— Ligue - Verifique Aquecimento (3 min. máximo) e Desligue
Interruptor da Bateria	— Desligue (OFF)

ANTES DA PARTIDA DOS MOTORES

Poltronas	— Ajustadas
Cintos de Segurança (Abdominais e de Ombro)	— Apertados. Verifique o Funcionamento da Carretilha Inercial.
Freio de Estacionamento	— Aplicado
Disjuntores	— Armados
Rádios	— Desligados (OFF)
Flapes de Refrigeração	— Abra
Entrada Alternativa de Ar	— Feche
Alternadores	— Ligue

PARTIDA DOS MOTORES (COM O SISTEMA PADRÃO DE ESCORVAMENTO)

Seletora de Combustível	— ABRE
Manete de Mistura	— RICA
Manete de Potência	— Meio Curso
Manete de Hélice	— MÁX RPM
Interruptor da Bateria	— Ligue (ON)
Interruptores dos Magnetos	— Ligue (ON)
Hélice	— Livre

Motor de Partida	— Acione
Botão de Escorvamento	— Pressione Conforme Necessário
Manete de Potência	— Ajuste Quando o Motor der Partida.
Pressão do Óleo	— Verifique
Repita o mesmo procedimento para o outro motor	
Alternadores	— Verifique Amperímetros
Sucção do Sistema Giroscópico	— Verifique

NOTA

Quando der partida nos motores em temperaturas ambiente iguais ou inferiores a -7°C (20°F), opere inicialmente um motor com o alternador ligado com uma razão de carga máxima, sem exceder 1500 RPM, durante 5 min no mínimo, antes de dar partida no outro motor.

PARTIDA COM MOTOR AFOGADO

Manete de Mistura	— CORTE
Manete de Potência	— MÁX
Manete de Hélice	— MÁX RPM
Interruptor da Bateria	— Ligue (ON)
Interruptores dos Magnetos	— Ligue (ON)
Interruptor da Bomba Auxiliar de Combustível	— Desligue (OFF)
Hélice	— Livre
Motor de Partida	— Acione
Quando o motor der partida:	
Manete de Potência	— Recue
Manete de Mistura	— Avance Lentamente
Pressão do Óleo	— Verifique

PARTIDA EM CLIMA FRIO (COM O SISTEMA PADRÃO DE ESCORVAMENTO)

Interruptores dos Magnetos	— Desligue (OFF)
Manete de Mistura	— CORTE
Hélice	— Gire Manualmente (3 vezes)
Seletora de Combustível	— ABRE
Manete de Mistura	— RICA
Manete de Potência	— MÁX

Manete de Hélice	— MÁX RPM
Interruptor da Bateria	— Ligue (ON)
Interruptores dos Magnetos	— Ligue (ON)
Interruptor da Bomba Auxiliar de Combustível	— LO
Motor de Partida	— Acione
Botão de Escorvamento	— Pressione (3 seg)
Manete de Potência	— Mova Várias Vezes entre MIN e MAX
Botão de Escorvamento	— Pressione (3 seg), Desative (3 seg), Pressione (3 seg). Repita o Ciclo Até o Motor Começar a Pegar.

Quando o motor começar a pegar:

Motor de Partida	— Mantenha Acionado
Botão de Escorvamento	— Aplique Toques Até que o Motor Funcione Regularmente
Motor de Partida	— Desative
Manete de Potência	— Meio Curso
Pressão do Óleo	— Verifique

Se o motor começar a falhar:

Botão de Escorvamento	— Aplique Toques Regulares
Manete de Potência	— Ajuste para 1.000 RPM
Bomba Auxiliar de Combustível	— Desligue Após o Motor Funcionar Regularmente

PARTIDA DO MOTOR COM FONTE EXTERNA (PEP)

Interruptor da Bateria	— Desligue (OFF)
Todos os Equipamentos Elétricos	— Desligue (OFF)
Terminais do Cabo da Fonte Externa	— Conecte na Fonte Externa (Vermelho-Positivo, Preto-Negativo)
Tomada do Cabo da Fonte Externa	— Insira no Soquete

Proceda Como Numa Partida Normal.

Manetes de Potência	— Ajuste para a Menor RPM Possível
Tomada do Cabo da Fonte Externa	— Desconecte do Soquete
Interruptor da Bateria	— Ligue (ON) - Verifique os Amperímetros.
Pressão do Óleo	— Verifique

AQUECIMENTO DO MOTOR

Manete de Potência	— Ajuste para 1000 a 1200 RPM

TAXI

Calços das Rodas	— Remova
Freio de Estacionamento	— Solte
Área de Táxi	— Livre
Manetes de Potência	— Avance Lentamente
Freios	— Teste
Comando Direcional da Roda do Nariz	— Teste
Instrumentos	— Verifique
Sistema de Aquecimento e Desembaciamento	— Teste
Seletora de Combustível	— Verifique Alimentação Cruzada. A Seguir Posicione Ambas em ABRE
Piloto Automático (Se Instalado)	— Desligado (OFF)

ANTES DA DECOLAGEM

VERIFICAÇÕES NO SOLO

Freio de Estacionamento	— Aplicado
Manetes de Mistura	— Avance
Manetes de Hélice	— Avance
Manetes de Potência	— Ajuste para 1.000 RPM
Linhas de Pressão de Admissão	— Drene
Manetes de Hélice	— Verifique Embandeiramento. Queda Máxima 300 RPM
Manetes de Potência	— Ajuste para 2.300 RPM
Governadores	— Teste
Manetes de Hélice	— MÁX RPM
Entradas Alternativas de Ar	— Abra, Verifique e Feche
Manetes de Potência	— Ajuste para 2.000 RPM
Magnetos	— Verifique. Queda Máxima 150 RPM. Queda Máxima Diferencial 50 RPM.
Corrente de Saida dos Alternadores	— Verifique
Indicador de Sucção dos Instrumentos Giroscópicos	— 4,8 a 5,1 pol.Hg
Manetes de Potência	— Ajuste para 800 a 1.000 RPM

Seletoras de Combustível	— ABRE
Alternadores	— Verifique - Ligados
Instrumentos do Motor	— Na Faixa Verde
Painel de Alarmes	— Teste
Instrumento de Vôo	— Ajuste
Manetes de Mistura	— Ajuste
Manetes de Hélice	— Mantenha MÁX RPM
Fricção das Manetes	— Ajuste
Entradas Alternativas de Ar	— Verifique - Fechadas
Flapes de Refrigeração	— Ajuste
Flapes	— Ajuste
Compensadores	— Ajuste
Encostos das Poltronas	— Na Vertical
Cintos de Segurança (Abdominais e de Ombro)	— Apertados
Poltronas Desocupadas	— Cintos de Segurança Apertados
Piloto Automático (Se Instalado)	— Complete a Inspeção Pré-Vôo
Comandos	— Curso Total Livre
Portas	— Travadas
Interruptores das Bombas Auxiliares de Combustível	— Desligados (OFF)
Aquecimento do Pitot	— Conforme Necessário
Freio de Estacionamento	— Solte

DECOLAGEM

ADVERTÊNCIA

Curvas muito rápidas durante o táxi, imediatamente antes da decolagem, devem ser evitadas.

Ajuste a manete de mistura, antes de decolagens em pistas situadas a grandes altitudes. Evite superaquecimento. Ajuste a mistura, somente o suficiente para operação suave do motor. Não permita que a pressão de admissão exceda 40 pol.Hg.

DECOLAGEM NORMAL (Flapes Recolhidos)

Freios	— Pressione os Pedais e Mantenha
Flapes	— Recolhidos
Compensador do Profundor	— Ajustado para Decolagem
Freios	— Solte
Acelere para 79 nós V_i	
Manche	— Puxe Suavemente Para a Atitude de Subida

Após livrar obstáculos, acelere para a velocidade de melhor razão de subida (92 nós V_i).

Seletora do Trem de Pouso	— EM CIMA

DECOLAGEM EM PISTA CURTA (Flapes 25°)

Flapes	— 25°
Compensador do Profundor	— Ajustado para Decolagem — Posicionado Ligeiramente para Cabrar.
Freios	— Pressione os Pedais e Mantenha

Aplique potência máxima antes de soltar os freios.

Freios	— Solte

Acelere para 64 nós V_i.

Manche	— Puxe, Mantendo Atitude Para Atingir 66 nós V_i a 50 pés (15 m) de Altura
Seletora do Trem de Pouso	— EM CIMA

SUBIDA

SUBIDA APÓS A DECOLAGEM

Velocidade de Melhor Razão de Subida (Flapes Recolhidos)	— 92 nós V_i
Velocidade de Melhor Ângulo de Subida (Flapes Recolhidos)	— 76 nós V_i
Flapes de Refrigeração	— Conforme Necessário
Manetes de Potência	— Ajuste para PMC

SUBIDA EM ROTA

Manetes de Mistura	— RICA
Potência	— Ajuste para Potência de 75%
Velocidade de Subida	— 120 nós V_i
Flapes de Refrigeração	— Conforme Necessário
Piloto Automático (Se Instalado)	— Conforme Desejado

CRUZEIRO

Potência	— Ajuste de Acordo com a "Tabela de Ajuste de Potência de Cruzeiro"
Manetes de Mistura	— Ajuste
Flapes de Refrigeração	— Conforme Necessário

Piloto Automático (Se Instalado) — Conforme Desejado

DESCIDA

Manetes de Mistura	— Enriqueça à Proporção que Descer
Manetes de Potência	— Ajuste
Manetes de Hélice	— Mantenha Rotação de Cruzeiro
Flapes de Refrigeração	— Feche

APROXIMAÇÃO E ATERRAGEM

Buzina de Alarme do Trem de Pouso	— Verifique
Velocidade	— 120 Nós V_i, na Perna do Vento
Encostos das Poltronas	— Na Vertical
Cintos de Segurança (Abdominais e de Ombro)	— Apertados
Seletoras de Combustível	— ABRE
Flapes de Refrigeração	— Conforme Necessário
Interruptores das Bombas Auxiliares de Combustível	— Desligados (OFF)
Manetes de Mistura	— RICA
Manetes de Hélice	— MÁX RPM
Seletora do Trem de Pouso	— EMBAIXO — Velocidade Máxima 130 nós V_i
Flapes	— Ajuste — Velocidade Máxima 115 nós V_i
Velocidade de aproximação	— 90 nós V_i ou Acima

ARREMETIDA

Potência de decolagem em ambos os motores (40 pol. Hg máx).

Estabeleça uma atitude de razão de subida positiva a 85 nós V_i.

Seletora do Trem de Pouso	— EM CIMA
Flapes	— Recolha lentamente
Flapes de Refrigeração	— Ajuste
Compensadores	— Conforme Necessário

APÓS A ATERRAGEM

Após livrar a pista:

Flapes	— Recolha
Flapes de Refrigeração	— Abra
Entradas Alternativas de Ar	— Fechadas

CORTE DOS MOTORES

Comando do Aquecimento e Ventilação da Cabine (Se Ligado)	— Posicione em FAN por Alguns Minutos; Depois Desligue
Rádios e Equipamentos Elétricos	— Desligue (OFF)
Manetes de Potência	— MIN
Manetes de Mistura	— CORTE
Interruptores dos Magnetos	— Desligue (OFF)
Interruptor da Bateria	— Desligue (OFF)
Freio de Estacionamento	— Aplique

ESTACIONAMENTO

Manches	— Imobilize com os Cintos de Segurança
Flapes	— Verifique Recolhidos
Calços das Rodas	— Aplicados
Cabos de Amarração	— Aplicados

4-7. PROCEDIMENTOS NORMAIS AMPLIADOS (GENERALIDADES)

Os parágrafos seguintes contêm informações e explanações detalhadas sobre os procedimentos normais necessários à operação da aeronave.

4-9. PREPARAÇÃO

O avião deve ser submetido a uma inspeção pré-vôo, interna e externa, completa. A inspeção pré-vôo deve incluir a verificação das condições operacionais do avião, confirmação que os documentos e gráficos necessários estão a bordo e em ordem, computação dos limites de peso e C. G., distância de decolagem e desempenho em vôo. A bagagem deve ser pesada, alojada e amarrada. Os passageiros devem ser informados sobre o uso dos cintos de segurança (abdominais e de ombro), controle de oxigênio e de ventilação, ocasiões em que é proibido fumar, e também ser alertados para não tocar ou interferir nos comandos, equipamentos, trincos das portas, etc. Deve ser obtida uma previsão meteorológica para a rota de vôo pretendida, devendo ser verificados também, antes da decolagem, quaisquer outros fatores ligados à segurança do vôo.

4-11. INSPEÇÃO PRÉ-VÔO

ADVERTÊNCIA

A posição dos flapes deve ser verificada antes de entrar no avião. Os flapes devem estar recolhidos e travados para que o flape direito possa suportar peso quando utilizado como degrau.

Após entrar na cabine, verifique se a seletora do trem de pouso está na posição "EMBAIXO", desligue todos os equipamentos eletrônicos (para economizar energia e evitar desgaste das unidades) e ligue o interruptor da bateria. Verifique as luzes do trem de pouso para assegurar-se de que as três luzes verdes estão acesas e a vermelha apagada. Verifique a quantidade de combustível. Deve haver indicação de quantidade de combustível suficiente para o vôo, mais reserva. Ligue alternadamente, o interruptor geral de rádios e a chave geral de emergência de rádios e verifique se ambos estão alimentando o equipamento rádio e em seguida desligue ambos. Estenda e recolha os flapes para verificar a operação adequada. Desligue o interruptor da bateria. Abra os flapes de refrigeração para facilitar a inspeção e assegurar a refrigeração após a partida do motor.
Verifique se os interruptores dos magnetos estão desligados e posicione as manetes de mistura em "CORTE", para impedir uma partida inadvertida dos motores durante a verificação das hélices.
Posicione os comandos dos compensadores em neutro, para que os mesmos possam ser verificados quanto ao alinhamento. Estenda e recolha os flapes para verificar a operação adequada. Essa verificação é realizada antes da partida dos motores, para que qualquer ruído indicando gripamento possa ser percebido. Os comandos devem estar livres e com movimentos adequados. Drene as linhas do sistema pitot-estático, utilizando os drenos localizados no painel lateral, próximos à poltrona do piloto. Aperte os cintos de segurança das poltronas vazias. Antes de deixar a cabine, drene os dois drenos da alimentação cruzada, no lado dianteiro da caixa da longarina da asa.
Na inspeção externa, verifique primeiramente se os drenos de alimentação cruzada estão fechados. Verifique a asa direita, as articulações do flape e aileron e as superfícies do lado direito, quanto a danos e acúmulo de gelo. Faça um exame minucioso do trem de pouso direito, quanto a vazamentos.

A distensão do amortecedor sob carga estática normal deve ser 8,1 cm. Verifique se os pneus estão com a pressão correta e se não estão gastos excessivamente. A ponta da asa direita e o bordo de ataque devem estar livre de gelo e sem avarias.

Abra o bocal de abastecimento para verificar a quantidade e a cor do combustível e se o suspiro do tanque está desobstruído. Em seguida, feche corretamente o bocal de abastecimento. Certifique-se que o tanque está devidamente fechado, observando o alinhamento entre as marcações existentes no bocal e na asa. Prosseguindo em direção à nacele, inspecione a vareta indicadora de nível de óleo que deverá acusar de 6 a 8 US quarts, recoloque a vareta e feche o bocal apropriadamente, bem como a janela de inspeção. Verifique a hélice direita quanto a mossas ou vazamentos. A carenagem do cubo deve estar presa firmemente e sem avarias (verifique minuciosamente quanto a rachaduras). Os flapes de refrigeração devem estar abertos e firmes.

Os drenos dos tanques de combustível do lado direito devem ser abertos para que a água e impurezas sejam eliminadas. Drene os tanques de combustível através dos drenos localizados sob a asa, o filtro próximo à base da nacele do motor e a alimentação cruzada, cujos drenos localizam-se no intradorso da fuselagem, próximo ao bordo de fuga do flape direito. Cada filtro de combustível é fornecido com um dreno rápido, que deve ser drenado antes do primeiro vôo do dia ou após o reabastecimento, para averiguar a existência de contaminação no combustível. Em caso positivo, o combustível deve ser drenado, até que cesse o escoamento de contaminantes. Se este persistir após um minuto de drenagem, providencie a verificação do sistema de combustível. Cada tanque de combustível possui um dreno rápido para verificação quanto à contaminação, o que deve ser efetuado de acordo com o procedimento acima. Uma amostra do combustível drenado de cada tanque deve ser coletada em frasco transparente, para exame quanto à contaminação.

ADVERTÊNCIA

Sempre que drenar combustível, esteja seguro de estar excluído qualquer risco de incêndio, antes de dar partida nos motores.

Verifique a seção do nariz quanto a danos, e o trem de pouso do nariz quanto a vazamentos e enchimento adequado do amortecedor. Sob carga estática normal, 3,0 cm do amortecedor do trem de pouso, deve estar exposto. Verifique os pneus quanto a desgaste e pressão correta. Se o garfo de reboque tiver sido usado, remova-o e guarde-o. Antes de se dirigir ao bagageiro dianteiro, verifique o farol de pouso. Abra o bagageiro dianteiro e certifique-se de que a bagagem está acondicionada e amarrada corretamente. Feche e trave a porta do bagageiro (a chave só se libera com a porta fechada e travada).

O pára-brisa deve estar limpo, seguro e livre de rachaduras ou distorção. Do lado esquerdo, faça a verificação da asa, da nacele do motor e do trem de pouso, da mesma forma que do lado direito. Não esqueça de verificar o combustível e o óleo.

Se houver capa protegendo o tubo de pitot, retire-a antes do vôo e verifique se o orifício do tubo está livre de obstruções. Verifique o detector de estol quanto à liberdade de movimento e ausência de avarias. O sistema de alarme de estol, possui um microinterruptor no amortecedor esquerdo, o qual não permite que a unidade seja ativada no solo.

Trave a porta traseira e verifique, quanto a obstruções, a tomada estática esquerda e a tomada de ar do sistema de ventilação da cabine, localizada na deriva. A empenagem deve estar livre de gelo e sem avarias e as articulações devem estar presas firmemente. Inspecione o profundor quanto à liberdade

de movimentos e certifique-se de que a tomada estática direita está desobstruída. As antenas devem estar bem fixadas e sem avarias. Ligue o interruptor da bateria e os outros interruptores necessários para a verificação operacional das luzes de navegação e do farol de pouso. Em seguida, desligue os interruptores das luzes de navegação e do farol de pouso, ligue o interruptor de aquecimento do Pitot e verifique o aquecimento do mesmo. Em seguida desligue.

ADVERTÊNCIA

Quando da verificação operacional do aquecimento do tubo de Pitot, deve-se tomar cuidado, pois esta unidade atinge temperaturas elevadas. A operação no solo deve ser limitada em três minutos, no máximo, para evitar que a resistência do sistema se danifique.

Desligue o interruptor da bateria, a fim de poupar a bateria.

4-13. ANTES DA PARTIDA DOS MOTORES

Antes de dar partida nos motores, ajuste as poltronas e aperte os cintos de segurança (abdominais e de ombro).

NOTA

Execute o teste de travamento da carretilha inercial.

Aplique o freio de estacionamento, pressionando primeiro os pedais do freio, mantendo nessa posição e puxando o botão em seguida.
Certifique-se de que todos os disjuntores estão armados e os rádios desligados. Os flapes de refrigeração devem estar abertos e a entrada alternativa de ar, fechada. Os alternadores devem ser ligados.

4-15. PARTIDA DOS MOTORES (COM O SISTEMA PADRÃO DE ESCORVAMENTO)

Inicie o procedimento de partida dos motores, posicionando a seletora de combustível em "ABRE". Avance a manete de mistura para a posição "RICA", posicione a manete de potência a meio curso e a manete de hélice em "MÁX RPM". Ligue o interruptor da bateria e os magnetos. Depois de certificar-se que a hélice está livre, acione o motor de partida. Pressione o botão de escorvamento conforme necessário. Para a partida do motor em clima frio, veja o parágrafo 4-19 — Partida em Clima Frio. Quando o motor der partida, recue a manete de potência e verifique a pressão de óleo do motor. Se não houver indicação de pressão do óleo dentro de 30 segundos, corte o motor e faça uma inspeção. Em clima frio, a indicação da pressão do óleo pode não ser imediata. Repita os procedimentos acima para o outro motor. Após a partida dos motores, verifique a indicação de corrente dos alternadores e a sucção do sistema giroscópico, que deve estar entre 4,8 e 5,1 pol.Hg.

NOTA

- A fim de evitar avarias no motor de partida, limite o seu acionamento em 30 segundos. Caso não se consiga a partida dentro desse período de tempo, aguarde o resfriamento

do motor de partida para acioná-lo novamente; caso contrário, o mesmo poderá danificar-se.

- Quando der partida nos motores em temperaturas ambiente iguais ou inferiores a -7° C (20° F), opere inicialmente um motor com o alternador ligado com uma razão de carga máxima, sem exceder 1500 RPM, durante 5 min no mínimo, antes de dar partida no outro motor.

4-17. PARTIDA COM MOTOR AFOGADO

Caso um motor esteja afogado, posicione a manete de mistura em "CORTE", avance a manete de potência para a posição "MÁX" e a manete de hélice para a posição "MÁX RPM". Ligue o interruptor da bateria e os magnetos. A bomba auxiliar de combustível deve ser desligada. Após certificar-se de que a hélice está livre, acione o motor de partida. Quando o motor pegar, recue a manete de potência e avance, lentamente, a manete de mistura. Verifique a pressão do óleo.

4-19. PARTIDA EM CLIMA FRIO (COM O SISTEMA PADRÃO DE ESCORVAMENTO)

NOTA

Pode ser necessário o auxílio de uma fonte externa de energia elétrica e aplicação de pré-aquecimento para facilitar a partida do motor, caso a bateria do avião não esteja carregada suficientemente.

Antes da partida do motor, gire a hélice manualmente (3 vezes), porém, verifique se os magnetos estão desligados e a manete de mistura na posição "CORTE". Inicie o procedimento de partida posicionando a seletora de combustível em "ABRE". Posicione a manete de mistura em "RICA", a manete de potência em "MÁX" e a manete de hélice em "MÁX RPM". Ligue o interruptor da bateria e os magnetos. O interruptor da bomba auxiliar de combustível deve ser posicionado em "LO". Pressione o botão de escorvamento e acione o motor de partida simultaneamente. Comece a ciclar a manete de potência, avançando-a ("MÁX") e recuando-a ("MIN"). Solte o botão de escorvamento por 3 segundos após o acionamento de 3 segundos, em seguida acione por mais 3 segundos. Repita o ciclo até o motor começar a pegar.
Quando o motor começar a pegar, mantenha o motor de partida acionado e aplique toques regulares ao botão de escorvamento até que o motor funcione regularmente. Em seguida, desative o motor de partida e posicione a manete de potência a meio curso. Verifique se há indicação de pressão de óleo. Se o motor apresentar funcionamento irregular continue aplicando toques regulares ao botão de escorvamento e ajuste a manete de potência em 1000 RPM.
A bomba auxiliar de combustível deve ser desligada, tão logo seja verificado que o motor está funcionando regularmente sem o auxílio da mesma.

NOTA

Quando a partida é feita em clima frio, sem o auxílio de pré-aquecimento do motor (consulte o Teledyne Continental Motors Operator's Manual), o tempo necessário para haver indicação de pressão de óleo, pode ser maior que o normal.

4-21. PARTIDA DO MOTOR COM FONTE EXTERNA (PEP)

Desligue o interruptor da bateria e todo o equipamento elétrico. Conecte o cabo vermelho do PEP ao terminal POSITIVO (+) de uma bateria de 12 volts e o cabo preto ao terminal NEGATIVO (-). Insira a tomada do PEP no soquete localizado na fuselagem. Lembre-se de que o sistema elétrico é energizado quando a tomada é inserida. Proceda a partida normal dos motores.
Após a partida dos motores, ajuste as manetes de potência para a menor rotação possível a fim de reduzir o centelhamento e desconecte a tomada do PEP do soquete. Ligue o interruptor da bateria e verifique os amperímetros. Verifique se há indicação de pressão do óleo.

ATENÇÃO

Não tente decolar se não houver indicação de corrente do alternador.

NOTA

Para todas as operações normais em que se use o PEP, o interruptor da bateria deverá estar desligado. No entanto, é possível usar a bateria do avião em paralelo, ligando-se o interruptor da bateria. Isso aumentará a eficiência na partida, mas não aumentará a amperagem.

ADVERTÊNCIA

Cuidado deve ser tomado, se a bateria do avião estiver descarregada, pois a alimentação através da fonte externa pode ser reduzida ao nível da bateria do avião. Isto pode ser testado, ligando-se o interruptor da bateria momentaneamente, ao mesmo tempo em que é acionado o motor de partida. Se a rotação na partida aumentar, a alimentação através da bateria do avião estará a um nível mais elevado que o da fonte externa. Caso a bateria tenha descarregado, a mesma deverá ser recarregada, antes de dar partida no segundo motor. Toda corrente do alternador irá para a bateria, até que esta tenha recebido carga suficiente. Por essa razão não deve ser utilizada imediatamente na partida do outro motor.

4-23. PRÉ-AQUECIMENTO DO MOTOR

A aplicação de um pré-aquecimento e a utilização de uma fonte externa de energia elétrica facilitará a partida do motor em clima frio e, é recomendado quando o motor tenha sido exposto a temperaturas inferiores a -12°C (10°F) por mais de duas horas. Partidas bem sucedidas sem esses auxílios, podem ocorrer a temperaturas abaixo do normal, desde que a bateria do avião esteja em boas condições e os sistemas de ignição e combustível com manutenção adequada.

Os seguintes procedimentos são recomendados para Pré-Aquecimento, Partida, Aquecimento, Verificações e Decolagem.

a) Escolha um aquecedor com suficiente fluxo de ar quente. Pequenos aquecedores elétricos, os quais podem ser inseridos na entrada de ar do motor (Bug Eyes) não aquecem satisfatoriamente o óleo e podem resultar em um pré-aquecimento superficial.

ATENÇÃO

A aplicação de pré-aquecimento superficial em um motor exposto a temperatura muito baixa pode causar resultados desastrosos.

Uma aplicação mínima de pré-aquecimento pode aquecer o motor o suficiente para permitir a partida do mesmo, mas não irá descongelar o óleo do cárter, linhas, radiador, filtro, etc. Normalmente, o aquecimento é aplicado na parte superior do motor por alguns minutos, após aos quais o motor é acionado e iniciada uma operação normal. O operador pode ter um falso senso de segurança, pelas indicações das temperaturas do óleo e do cilindro como resultado do pré-aquecimento. Um fluxo de ar extremamente quente sobre os termopares dos cilindros e do óleo pode induzir alguém a acreditar que o motor está aquecido, entretanto, o óleo no filtro e no cárter não se aquecerá tão rapidamente quanto o cilindro, pois essas partes estão relativamente distantes. Por exemplo, mesmo quando o calor é aplicado diretamente às linhas de óleo, este terá um aquecimento mais lento, pois essas linhas são revestidas com material isolante.

O óleo congelado em tais linhas pode requerer um pré-aquecimento considerável. O motor pode funcionar e, aparentemente, girar satisfatoriamente, mas pode ser danificado por falta de lubrificação devido ao óleo congelado em várias partes do sistema.

O montante dos danos apresenta uma grande variação e, pode não se tornar evidente de imediato visto que alguns só venham a ocorrer após várias horas de funcionamento. Por outro lado o motor pode ser severamente danificado e poderá falhar tão logo seja aplicada alta potência ao mesmo. Uma aplicação de pré-aquecimento imprópria ou insuficiente pode encorajar o piloto a apressar os procedimentos no solo e iniciar uma decolagem prematura, devido as indicações das temperaturas do óleo e do cilindro. Este procedimento só irá agravar a situação.

Procedimentos corretos requerem uma aplicação completa de pré-aquecimento em todas as partes do motor. O ar quente deverá ser aplicado diretamente sobre o cárter e linhas de óleo externas, bem como nos cilindros, entrada de ar e radiador de óleo. O ar excessivamente quente, pode danificar os componentes não-metálicos, tais como, selos, mangueiras e correias.

Portanto, não tente acelerar o processo de pré-aquecimento. Antes de tentar dar partida, gire o motor pela hélice ou com o motor de partida até que o mesmo gire livremente. Após a partida, verifique a pressão do óleo e continue o aquecimento até que o motor funcione suavemente e todos os controles estejam com os movimentos livres. Não feche os flapes de refrigeração com o intuito de facilitar o aquecimento, visto que a concentração de calor poderá aumentar e danificar a cablagem da ignição e outros componentes.

b) O ar quente deve ser aplicado primeiramente sobre as áreas do cárter e do filtro de óleo. O acesso a essas áreas é obtido através do painel de acesso ao bujão de dreno do óleo. Continue a aplicar calor durante 15 ou 30 minutos e a cada 5 ou 10 minutos gire de 6 a 8 vezes a hélice com a mão.

c) Enquanto o aquecimento estiver sendo aplicado na área do cárter, periodicamente procure sentir pelo tato a temperatura na parte superior do motor. Quando algum aquecimento for notado aplique o calor sobre essa parte por aproximadamente 5 minutos.
Isto fornecerá um aquecimento suficiente aos cilindros e linhas de combustível, permitindo melhor vaporização para a partida. Caso não haja disponibilidade de mangueiras de aquecimento, basta transferir a fonte de calor que está sendo aplicada no cárter para a parte superior do motor.

d) Dê partida no motor imediatamente após completar o processo de pré-aquecimento. Uma vez que o motor se encontra aquecido, use o procedimento normal de partida.

NOTA

Uma vez que o óleo remanescente na linha do indicador de pressão pode estar congelado, poderá haver um retardo de até 60 segundos para que haja uma indicação. Se dentro desse tempo não houver indicação de pressão, corte o motor e determine a causa.

e) Opere o motor a 1000 RPM até que haja alguma indicação de temperatura do óleo. Controle a pressão do óleo rigorosamente durante esse tempo e esteja alerta quanto a um subito aumento ou decréscimo da mesma. Se necessário recue as manetes de potência a fim de manter a pressão abaixo de 100 psi. Se a pressão do óleo cair subitamente para menos de 30 psi, corte o motor e inspecione o sistema de lubrificação. Caso não seja notado nenhum dano ou vazamento, execute um pré-aquecimento adicional de 10 a 15 minutos, antes da partida.

4-25. AQUECIMENTO DO MOTOR

O aquecimento do motor deve ser feito entre 1000 RPM a 1200 RPM. Evite períodos prolongados de marcha lenta a baixa rotação, uma vez que essa prática pode sujar as velas de ignição.
A decolagem pode ser feita logo que forem concluídas as verificações no solo, desde que a manete de potência possa ser totalmente avançada, sem que haja retorno de chama ou irregularidade na sucessão de explosões e, que não haja queda de pressão de óleo.
Não opere os motores em altas rotações durante o aquecimento ou quando o avião estiver sendo taxiado em terreno com pedras, cascalho ou qualquer outro material solto que possa danificar as paś das hélices.

4-27. TÁXI

Remova os calços das rodas. Solte os freios pressionando os pedais e mantendo-os nessa posição, empurrando em seguida o botão do freio de estacionamento. Certifique-se de que a área de táxi está livre. Avance as manetes de potência suavemente.
Antes de iniciar o táxi, os freios devem ser verificados. Faça o avião deslocar-se alguns metros, recue a manete de potência e aplique pressão nos pedais de freio. Tanto quanto possível evite executar curvas com os freios, durante o táxi e sim por meio de movimento dos pedais do leme de direção e de potência diferencial (mais potência para o motor do lado externo da curva e menos para o motor do lado interno).
Durante o táxi, verifique os instrumentos (indicador de curva e derrapagem, giro direcional e bússola magnética) e o sistema de aquecimento. Verifique a alimentação de combustível por meio da alimen-

tação cruzada, movendo uma seletora para a posição "ALIMENT CRUZADA" por alguns segundos, mantendo a outra na posição "ABRE". Reposicione ambas as seletoras de combustível em "ABRE". Não tente decolar com a seletora de combustível em "ALIMENT CRUZADA". O piloto automático (se instalado) deve permanecer desligado durante o táxi.

4-29. ANTES DA DECOLAGEM – VERIFICAÇÕES NO SOLO

Deve ser feita uma verificação completa antes da decolagem, utilizando-se a Lista Condensada de Verificações dos Procedimentos Normais. Antes de avançar a manete de potência para a verificação do funcionamento dos magnetos e das hélices, certifique-se de que a temperatura do óleo dos motores está a 24°C (75°F) ou acima.

Durante as verificações no solo, coloque, se possível, o avião de frente para o vento e aplique o freio de estacionamento. Avance as manetes de mistura e de hélice e ajuste as manetes de potência para 1000 RPM. Drene as linhas de pressão de admissão, pressionando, por 5 segundos, as válvulas-dreno localizadas atrás e abaixo do indicador duplo de pressão de admissão. Não pressione as válvulas quando a pressão de admissão estiver acima de 25 pol.Hg. Verifique a posição de embandeiramento das hélices, movendo as manetes através de seu curso completo. Não permita que a queda de rotação seja superior a 300 RPM durante a verificação de embandeiramento. Ajuste as manetes de potência para 2300 RPM e acione as manetes de hélice para verificar a atuação dos governadores.

Recue as manetes de hélice até que as rotações caiam 200 a 300 RPM. Isso deverá ser feito por três vezes, por ocasião do primeiro vôo do dia. Os governadores podem ser verificados, recuando-se as manetes de hélice até que as rotações caiam 100 a 200 RPM, avançando depois as manetes de potência a fim de se obter um pequeno aumento de pressão de admissão. A rotação da hélice deverá continuar inalterada quando a manete de potência for avançada, o que indicará um funcionamento adequado do governador.

Avance as manetes de hélice para a posição "MÁX RPM" e abra a entrada alternativa de ar, fechando-a em seguida. Ajuste as manetes de potência para 2000 RPM e verifique os magnetos. A queda normal na rotação de cada magneto é de 100 RPM e a queda máxima não deve exceder 150 RPM. A diferença máxima entre as quedas de rotação dos dois magnetos não deve ultrapassar 50 RPM. A indicação de cada alternador deve ser aproximadamente a mesma. Uma indicação de 4,8 a 5,1 pol. Hg. no indicador de sucção do sistema giroscópico significa operação adequada do sistema.

ADVERTÊNCIA

Certifique-se que os alternadores não estão indicando carga máxima, antes da decolagem.

Ajuste as manetes de potência entre 800 e 1000 RPM, verifique se as seletoras de combustível estão abertas, os alternadores ligados e se os instrumentos do motor estão dentro das faixas de operação normal (arco verde). Teste as luzes de advertência para certificar-se de que todas estão acendendo. Ajuste o altímetro, o indicador de atitude, o giro direcional e o relógio. Ajuste as manetes de mistura e avance totalmente as manetes de hélice. A fricção das manetes, no lado direito da caixa de manetes, deve ser ajustada. Certifique-se de que as entradas alternativas de ar estão fechadas. Ajuste os flapes de refrigeração, os flapes e os compensadores, conforme necessário. Os encostos das poltronas devem estar na posição vertical e os cintos de segurança (abdominais e de ombro) apertados. Prenda também os cintos das poltronas desocupadas.

NOTA

Execute o teste de travamento da carretilha inercial.

Complete a inspeção pré-vôo do piloto automático (se instalado). Todos os comandos devem estar livres ao longo de seus cursos totais e todas as portas travadas. Certifique-se de que as bombas auxiliares de combustível estão desligadas. O aquecimento do tubo de pitot deve ser usado, se for necessário. Solte os freios de estacionamento.

4-31. DECOLAGEM

A fim de obter o desempenho de decolagem como especificado na Seção 5 — Desempenho, é necessário ajustar a potência (2800 RPM, 40 pol.Hg) antes de soltar os freios.

NOTA

As decolagens normais são obtidas sem necessidade de avançar completamente a manete de potência. Ajuste a manete de potência o suficiente para obter 40 pol.Hg de pressão de admissão.

ADVERTÊNCIA

Não deixe a pressão de admissão exceder 40 pol.Hg.

NOTA

As luzes indicadoras de sobrepressão, no painel multiplo de alarmes, acenderão quando a pressão de admissão atingir, aproximadamente, 39,8 pol.Hg.

O acendimento da luz amarela no painel múltiplo de alarmes não indica pane. As luzes acendem-se quando a pressão de admissão se aproxima do limite máximo. Durante a decolagem, observe as luzes indicadoras de sobrepressão para evitar que persista esta condição.
Não tente decolar se houver formação de gelo sobre as asas. A distância de corrida no solo na decolagem e a distância de decolagem sobre obstáculos de 15 m (50 pés) são mostradas nos gráficos da Seção 5 — Desempenho. O desempenho mostrado nos gráficos é reduzido por declinação da pista, componente de vento de cauda, pista mole, molhada, áspera ou de grama, bem como pela técnica de pilotagem.
Evite curvas rápidas sobre a pista, imediatamente antes da decolagem, especialmente com um suprimento reduzido de combustível. Curvas rápidas durante o táxi, antes da corrida de decolagem, poderão causar pane temporária de um motor na decolagem. Ao aplicar potência no início da corrida de decolagem, observe se os instrumentos indicam operação adequada dos motores, além do desenvolvimento normal de potência e o funcionamento do velocímetro. Aplique potência suavemente, até ser obtida uma pressão de admissão de 40 pol.Hg. Não aplique pressão de admissão além desse limite.
Os flapes devem estar a 0°, em uma decolagem normal. Em pistas curtas, quando for necessária a menor corrida possível no solo na decolagem, e a maior distância sobre obstáculos de 15 m (50 pés), recomenda-se ajustar os flapes em 25°.

Não havendo o problema de livramento de obstáculos, usam-se os flapes recolhidos (0°), em decolagem normal. Acelere até 79 nós V_i, cabrando suavemente, fazendo o avião rodar para decolar e passar obstáculos. Após livrar obstáculos acelere para a velocidade de melhor razão de subida, 92 nós V_i ou mais, se desejado, recolhendo o trem de pouso, quando não for mais possível pousar na pista com o trem de pouso abaixado.

Quando for pretendida uma menor corrida no solo na decolagem e uma maior distância sobre obstáculos de 15 m (50 pés), ajuste os flapes em 25°. Ajuste o compensador do profundor na faixa de decolagem, posicionando-o ligeiramente a cabrar. Freie e aplique potência máxima nos motores, em seguida solte os freios. Acelere para 64 nós V_i e puxe o manche, mantendo atitude para atingir a velocidade de 66 nós V_i, aproximadamente, ao passar a altura de 15 m (50 pés). Recolha o trem de pouso quando não for mais possível aterrar na pista com o trem de pouso abaixado.

Deve ser observado que a aeronave fica momentaneamente próxima a V_{MC} ao ser utilizado o procedimento acima descrito.

ATENÇÃO

Na eventualidade de ocorrer falha de um motor, estando a aeronave abaixo da V_{MC}, é mandatório que a manete de potência do motor remanescente seja imediatamente recuada e o nariz abaixado, para ser mantido o controle da aeronave.

Deve-se observar também que, uma corrida no solo na decolagem exageradamente longa, com flapes 25°, poderá levar a aeronave a apoiar-se sobre a roda do trem de pouso do nariz. Isso deve ser evitado. As distâncias necessárias para esse procedimento são fornecidas por um gráfico apresentado na Seção 5 — Desempenho.

4-33. SUBIDA

Na subida após a decolagem, recomenda-se manter a velocidade de melhor ângulo de subida (76 nós V_i), somente se houver obstáculo a livrar. A velocidade de melhor razão de subida (92 nós V_i) deve ser mantida com potência máxima nos motores, até ser alcançada uma altura de segurança em relação ao solo. Nesse ponto, a potência dos motores deve ser reduzida para uma potência de 75% aproximadamente para a subida em rota. Recomenda-se, também, uma velocidade de subida em cruzeiro de 120 nós V_i, ou mais. Essa combinação de potência reduzida e maior velocidade de subida, proporciona melhor refrigeração e menor desgaste do motor, consumo de combustível reduzido, nível mais baixo de ruído na cabine e melhor visibilidade à frente.

Para reduzir a potência do motor, devem ser recuadas primeiro as manetes de potência e, em seguida, as manetes de hélice. Durante a subida, as manetes de mistura devem permanecer na posição "RICA". Os flapes de refrigeração devem ser ajustados para manter as temperaturas da cabeça do cilindro e do óleo dentro dos limites normais, especificados para o motor. Durante subidas em clima quente, pode ser necessário ligar a bomba auxiliar de combustível em "LO" para supressão do vapor.

Recomenda-se enfaticamente o uso de regimes de potência de subida em cruzeiro compatíveis com as condições operacionais, pois essa prática contribuirá substancialmente para a economia de combustível e maior vida útil dos motores, como também reduzirá a ocorrência de revisões prematuras dos mesmos.

O piloto automático (se instalado) deve ser usado conforme desejado.

4-35. CRUZEIRO

Ao nivelar a aeronave na altitude de cruzeiro, o piloto pode reduzir para um regime de potência de cruzeiro, de acordo com a Tabela de Ajuste de Potência de Cruzeiro apresentada na Seção 5 — Desempenho.

Para potência de 45%, 55% e 65%, a mistura deve ser empobrecida até o pico de EGT e depois enriquecida até ocorrer uma queda de 14°C (25° F) na EGT, mas não deve exceder a 899°C (1650° F) de EGT. Para potência de 75%, a mistura deve ser empobrecida até obter um fluxo de 55 l/h (14,5 US Gal/h), sem exceder 830° C (1525° F) de EGT. Acima de 75%, a mistura deverá ser rica.

A fim de prolongar ao máximo a vida útil dos motores, as temperaturas das cabeças dos cilindros deverão ser mantidas abaixo de 216°C (420°F) e a temperatura do óleo, abaixo de 93°C (200° F) durante a operação em cruzeiro. Essas temperaturas podem ser mantidas, abrindo-se os flapes de refrigeração, reduzindo a potência, enriquecendo a mistura ou empregando a combinação desses métodos.

O piloto, durante o vôo, deve estar atento às condições meteorológicas e deve evitar as condições de formação de gelo. Se houver início de formação de gelo no sistema de indução de ar dos motores, abra a entrada alternativa de ar.

ATENÇÃO

Esta aeronave não está aprovada para vôo em condições de formação de gelo. Entretanto, se ocorrer formação de gelo durante um vôo, procure imediatamente afastar a aeronave da área. A formação de gelo numa aeronave é perigosa, devido à grande redução de seu desempenho, perda de visibilidade frontal, possíveis dificuldades de controle longitudinal, devido ao aumento de sensibilidade dos comandos, redução da potência dos motores e falha de operação do sistema de combustível.

Os amperímetros devem ser constantemente monitorados durante o vôo, especialmente durante vôos noturnos ou por instrumentos, para que, em caso de pane, possam ser tomadas as medidas corretivas. Quanto aos procedimentos em caso de panes elétricas, consulte a Seção 3 — Procedimentos de Emergência. Quanto mais rápido um problema é percebido e corrigido maiores são as chances de evitar uma pane total do sistema elétrico. Ambos os interruptores dos alternadores devem estar ligados para operação normal. Nos aviões N/S 810453 a 810499, os dois amperímetros indicam, continuamente, a corrente de saída dos alternadores. Nos aviões N/S 810500 e seguintes, um único amperímetro indica, continuamente, a corrente de carga da bateria e, momentaneamente, a corrente de saída dos alternadores. Certas panes do regulador de voltagem podem fazer com que a tensão de saída do alternador aumente descontroladamente. Para evitar danos, estão instalados relés de sobrevoltagem que desligam automaticamente o(s) alternador(es). A luz de advertência correspondente se acenderá no painel de alarmes para indicar que o alternador foi desligado. A carga elétrica do(s) alternador(es) variará conforme o equipamento elétrico que estiver em uso e a maior ou menor carga da bateria. A corrente dos alternadores não deverá exceder 65 A.

No caso em que as necessidades de corrente excedam 130 ampères, os alternadores continuarão a 65 ampères e o complemento será fornecido pela bateria. Por isso, para evitar descarga da bateria, recomenda-se que as cargas elétricas sejam ajustadas para limitar as saídas contínuas do alternador para

55 ampères. Não é recomendado decolar para operação IFR com um único alternador operando, mesmo quando as cargas elétricas estejam abaixo de 55 ampères.
Uma vez que o EMB-810D conta com um sistema de alimentação cruzada de combustível, aconselha-se alimentar os motores simetricamente, e dessa maneira a quantidade de combustível nos tanques de cada lado, será aproximadamente a mesma na aterragem. A alimentação cruzada pode ser usada em vôo de cruzeiro após 30 minutos de vôo a fim de balancear a quantidade de combustível e aumentar o alcance durante a operação monomotor. Esteja atento à indicação da quantidade de combustível do tanque não utilizado, que poderá tornar-se excessiva em decorrência do retorno de vapor de combustível.
Durante o vôo, controle o tempo e a quantidade de combustível utilizados em relação aos regimes de potência, a fim de averiguar a operação dos sistemas de indicação de fluxo e quantidade de combustível. Se a indicação do fluxo de combustível for muito superior à quantidade efetivamente consumida, ou se for observada uma indicação de fluxo assimétrica, é provável que um bico injetor esteja obstruído, necessitando de limpeza.
Não existe trava mecânica no sistema do trem de pouso na posição "EM CIMA". Em caso de falha do sistema hidráulico, o trem de pouso abaixará por gravidade. A velocidade verdadeira com o trem de pouso abaixado é, aproximadamente, 75% da velocidade com o trem de pouso recolhido, em qualquer regime de potência. Quando o planejamento é feito entre aeroportos distantes ou para vôos sobre a água, deve ser levado em consideração uma possível redução da velocidade do vôo e do alcance.
Para vôos acima de 12500 pés, veja os requisitos operacionais aplicáveis para operação com oxigênio e suplemento correspondente do sistema de oxigênio, na Seção 9 — Suplementos.
O piloto automático (se instalado) deve ser usado conforme desejado.

4-37. DESCIDA

Quando a potência for reduzida para a descida, a mistura deve ser enriquecida, à medida que a altitude diminui. As hélices podem ser deixadas em regime de cruzeiro; entretanto, se a rotação das hélices tiver que ser reduzida, deve-se primeiramente recuar as manetes de potência. Os flapes de refrigeração devem, normalmente, ficar fechados e a EGT deve ser mantida a aproximadamente 704°C (1300°F) ou acima para manter os motores na temperatura operacional adequada.

4-39. APROXIMAÇÃO E ATERRAGEM

Durante a aproximação, a verificação da buzina de alarme do trem de pouso deve ser feita recuando-se as manetes de potência. Nas aeronaves N/S 810800 e seg. existe um interruptor, localizado no lado esquerdo do Painel de Instrumentos que, quando acionado, cancela a buzina de alarme do trem de pouso, porém, se qualquer uma das manetes de potência for movida para a frente o sistema de alarme será reativado. A luz vermelha de alarme do trem de pouso não travado acende, quando o mesmo está em trânsito entre as posições totalmente recolhido e travado embaixo. Além disso, a luz acenderá quando a buzina de alarme do trem soar. A buzina de alarme do trem soará durante os regimes de baixa potência, se o trem não estiver abaixado e travado.
A luz permanece apagada, quando o trem de pouso está nas posições totalmente abaixado e travado, ou totalmente recolhido.
Antes de entrar no circuito de tráfego, a velocidade do avião deve ser reduzida para, aproximadamente,

120 nós V_i, e mantida na perna do vento. A verificação de aterragem deve ser feita na perna do vento. Os encostos das poltronas devem estar na vertical e os cintos de segurança (abdominais e de ombro) apertados.

NOTA

Execute o teste de travamento da carretilha inercial.

Ambas as seletoras de combustível devem estar abertas e os flapes de refrigeração, ajustados, conforme necessário. As bombas auxiliares de combustível devem estar desligadas. Ajuste as manetes de mistura e as manetes de hélice. Posicione a seletora do trem de pouso em "EMBAIXO" e verifique as três luzes verdes no painel, observando também, a roda de nariz através do seu espelho de verificação. O trem de pouso só deve ser abaixado a velocidades inferiores a 130 nós V_i e os flapes estendidos nas velocidades discriminadas abaixo:

10°, 140 nós V_i máximo — 25°, 122 nós V_i máximo — 40°, 115 nós V_i máximo.

Mantenha uma velocidade no circuito de tráfego de 100 nós V_i e uma velocidade de cruzamento de 90 nós V_i. Se o avião estiver leve, a velocidade de cruzamento pode ser reduzida para 79 nós V_i. Quando a potência for reduzida na reta final, as manetes de hélice devem ser totalmente avançadas para permitir a aplicação de potência máxima, no caso de uma arremetida.

A posição do trem de pouso deve ser verificada na perna do vento e na reta final, observando-se as três luzes indicadoras verdes no painel de instrumentos e o espelho de verificação da roda do nariz.

Lembre-se de que, quando as luzes de navegação estão acesas, as luzes de posição do trem de pouso diminuem de luminosidade, tornando-se menos visíveis durante o dia.

A posição dos flapes na aterragem dependerá do comprimento da pista e do vento. Flapes totalmente estendidos, reduzem a velocidade de estol, durante a reta final e permitem um toque no solo a uma velocidade mais baixa. A execução de um bom tráfego para pouso compreende uma redução suave e gradativa de potência na reta final, chegando a uma potência totalmente reduzida, antes do toque no solo. Isso faz com que a buzina de alarme do trem de pouso soe, caso este não esteja travado embaixo. Quando instalado, o compensador elétrico pode ser usado para proporcionar sensibilidade de comando do manche, durante o arredondamento.

A maior eficiência dos freios, após o toque no solo, é obtida, se os flapes forem recolhidos e se o manche for puxado suavemente para trás, aplicando-se pressão sobre os freios. Entretanto, a menos que seja necessária uma freagem adicional, ou haja vento cruzado ou rajadas fortes, é melhor manter os flapes estendidos até abandonar a pista. Isso permite ao piloto manter a atenção totalmente voltada para os procedimentos de aterragem e corrida no solo na aterragem, e evitará que a seletora do trem de pouso seja acionada inadvertidamente ao invés da alavanca dos flapes.

Para uma aterragem normal, faça aproximação com flapes totalmente estendidos (40°) e potência reduzida, até instantes antes do toque no solo. Mantenha o nariz da aeronave erguido, tanto quanto possível, antes e depois que as rodas principais tocarem no solo.

Para uma aterragem em pista curta, aproxime com flapes totalmente estendidos, a 82 nós V_i. Imediatamente após o toque no solo, recolha os flapes, puxe o manche suavemente e freie.

Se for necessária uma aterragem com vento cruzado ou com vento forte, aproxime com uma velocidade superior à normal e com flapes de 0° a 25°. Imediatamente após o toque no solo, recolha os flapes. Durante uma aproximação com vento cruzado, caranguejе a aeronave, mantendo a proa contra o vento, até que esteja pronto para o arredondamento na aterragem. Em seguida, abaixe a asa do lado do vento, para eliminar o ângulo de caranguejamento sem desalinhar a aeronave e utilize o leme para manter as rodas alinhadas com a pista. Evite glissadas prolongadas, se houver uma indicação baixa de quantidade de combustível. Velocidade máxima de vento cruzado demonstrada é 17 nós.

4-41. ARREMETIDA

Se for necessário uma arremetida após uma aproximação normal, com a aeronave na configuração de aterragem, aplique potência de decolagem em ambos os motores (não exceda 40 pol. Hg de pressão de admissão). Recolha o trem de pouso enquanto estabelece uma atitude para obter 85 nós V_i, e recolha os flapes lentamente. Quando uma razão de subida positiva for estabelecida, ajuste os flapes de refrigeração do motor para obter uma refrigeração adequada.
Se houver obstáculos para livrar, ajuste para a velocidade de melhor ângulo de subida (76 nós V_i).
Caso não haja obstáculos para livrar, ajuste para a velocidade de melhor razão de subida (92 nós V_i).
Compense a aeronave conforme necessário.

4-45. CORTE DOS MOTORES

Antes de cortar os motores, posicione o controle de aquecimento e ventilação (se estiver ligado) em "FAN", por alguns minutos, para refrigeração e, depois, desligue-o. Todo equipamento elétrico e os rádios deverão ser desligados.
Recue as manetes de potência para "MIN" e as manetes de mistura para a posição "CORTE". Desligue os magnetos e o interruptor da bateria e aplique o freio de estacionamento.

NOTA

Os flapes devem ser recolhidos e travados para que o flape direito possa suportar peso, servindo como degrau. Os passageiros devem ser alertados a respeito.

4-47. AMARRAÇÃO

O avião pode ser deslocado no solo com o auxílio do garfo de reboque, que fica alojado atrás do quinto e sexto assento. As cordas de amarração podem ser fixadas às argolas existentes sob cada asa e ao patim de cauda. Os ailerons e o profundor devem ser travados, usando-se o cinto de segurança, que é passado pelo manche e preso firmemente. O leme de direção, em condições normais, não exige um travamento especial pois fica imobilizado na sua posição por meio das conexões com o mecanismo direcional da roda de nariz. Os flapes ficam travados quando estão totalmente recolhidos.

4-49. OPERAÇÃO EM TURBULÊNCIA

De maneira compatível com as boas práticas operacionais empregadas em todos os aviões, recomenda-se que, a velocidade seja reduzida para a velocidade de manobra, se forem encontradas ou esperadas condições de turbulência, a fim de diminuir as cargas estruturais causadas pelas rajadas de vento e deixar uma margem para aumentos inesperados de velocidade, passíveis de ocorrer por efeitos da turbulência ou de distrações causadas pelas condições. (Veja Seção 2 — Limitações).

4-51. VÔO COM AS PORTAS TRASEIRAS REMOVIDAS (CABINE E BAGAGEIRO)

Esta aeronave é aprovada para vôo com as portas traseiras removidas. Algumas limitações devem ser observadas na operação desta aeronave nessa configuração.
A velocidade máxima com as portas traseiras removidas é 129 nós V_i. A velocidade mínima de controle é de 67 nós V_i. É proibido fumar e todos os objetos soltos devem ser alojados e amarrrados. No caso de operação para lançamento de pára-quedistas, as tiras estáticas dos pára-quedas devem ser mantidas afastadas dos comandos da cabine e das superfícies de controle. Essa operação é aprovada somente para vôos VFR. Recomenda-se que todos os ocupantes usem pára-quedas na operação com as portas traseiras removidas.
O desempenho de subida e cruzeiro será reduzido em, aproximadamente, 5%, se a aeronave estiver operando com as portas traseiras removidas.

4-53. V_{SSE} – VELOCIDADE COM UM MOTOR INTENCIONALMENTE INOPERANTE

A velocidade com Um Motor Intencionalmente Inoperante (V_{SSE}) é uma velocidade estabelecida pelo fabricante da aeronave para treinamento de pilotos. V_{SSE} é a velocidade mínima para se executar intencionalmente o corte de um motor em vôo e manter uma margem de segurança estabelecida pelo fabricante da aeronave para a execução de manobras em treinamento com um motor inoperante. A V_{SSE} para o EMB-810D é 85 nós V_i.

4-55. V_{MC} – VELOCIDADE MÍNIMA DE CONTROLE

V_{MC} é a velocidade abaixo da qual um avião bimotor não pode ser controlado em vôo, enquanto um motor opera com potência de decolagem e o outro em molinete. A V_{MC} para o EMB-810D é de 66 nós V_i. Em nenhuma circunstância deve-se tentar voar a uma velocidade inferior à V_{MC} tendo somente um dos motores operando. Como medida de precaução, quando operando sob condições de vôo monomotor tanto em treinamento como em situações de emergência, mantenha a velocidade acima de 85 nós V_i. (V_{SSE})
Os requisitos de aeronavegabilidade aplicáveis (RBHA 1340) exigem demonstração do valor da V_{MC} em ensaios de vôo, para aviões multimotores com potência reduzida em um dos motores e a aeronave próxima da condição de vôo não controlável.
A demonstração não deve ser efetuada a uma altura inferior a 1067 m (3500 pés) acima do solo. Durante a demonstração, inicie a recuperação, reduzindo imediatamente a potência do motor remanescente e abaixando o nariz do avião, para acelerar para a V_{SSE}.
A situação mais crítica ocorre onde a velocidade de estol e a V_{MC} coincidem. Deve-se tomar cuidado para evitar essa condição de vôo, porque, nesse ponto, a perda do controle direcional ocorre ao mesmo tempo em que o avião estola, podendo resultar num parafuso.

DEMONSTRAÇÃO DA V_{MC}

a. Seletora do Trem de Pouso – EM CIMA
b. Flapes – Recolhidos
c. Velocidade – 85 nós V_i (V_{SSE}) ou acima
d. Manetes de Hélice – MÁX RPM

e. Manete de Potência (do motor que está simulando ser o inoperante) — MIN

f. Manete de Potência (do outro motor) — Máximo Permitido

g. Velocidade — Reduzir aproximadamente 1 nó por segundo, até se obter a V_{MC} ou a buzina de alarme de estol soar.

ADVERTÊNCIA

- **Use o leme de direção para manter o controle direcional (proa) e os ailerons para manter 5° de inclinação lateral para o lado do motor operante (atitude lateral). Tão logo seja observada a ocorrência da V_{MC} ou do alarme de estol (que poderá ser evidenciado por: Inabilidade em manter a proa ou a atitude lateral, trepidação de estol aerodinâmico ou, pelo som da buzina de estol) inicie imediatamente a recuperação; reduza a potência para marcha lenta no motor operante e imediatamente abaixe o nariz do avião para atingir a V_{SSE}.**
- **Os estóis com um motor inoperante não são recomendados.**
- **Sob nenhuma circunstância deverá ser tentado o vôo a velocidades abaixo da V_{MC} com um só motor em operação.**

4-57. ESTÓIS

A perda de altitude durante um estol sem potência com o trem de pouso e os flapes recolhidos, pode ser de até 400 pés. A perda de altitude com o trem abaixado e os flapes 40°, também pode ser de até 400 pés.

Um estol com potência pode resultar numa perda de altitude de até 150 pés.

O sistema de alarme de estol fica inoperante quando o interruptor da bateria está posicionado em "OFF".

SEÇÃO 5

DESEMPENHO

ÍNDICE

SEÇÃO 5
DESEMPENHO

5-1. GENERALIDADES

Todos os dados de desempenho requeridos (RBHA 1340) e as informações de desempenho complementares aplicáveis ao EMB-810D estão previstos nesta Seção.
Os dados de desempenho ligados a sistemas e equipamentos opcionais, que exijam suplementos, são apresentados na Seção 9 — Suplementos.

5-3. INTRODUÇÃO AO DESEMPENHO E PLANEJAMENTO DE VÔO

As informações sobre o desempenho aqui apresentadas são baseadas em resultados de Ensaios em Vôo, medidos e reduzidos para as condições de atmosfera-padrão ICAO, analiticamente expandidos para os vários parâmetros, tais como: peso, altitude, temperatura, etc.
Os gráficos de desempenho não foram elaborados levando em consideração margem de segurança ou qualquer concessão que dependa do grau de habilidade do piloto ou de deterioração mecânica do avião. Entretanto, esse desempenho pode ser reproduzido, se forem obedecidos os procedimentos indicados e se o avião tiver manutenção adequada.
Os efeitos de condições não consideradas nos gráficos, tais como: efeitos de aterragem e decolagem em pistas não pavimentadas ou os efeitos dos ventos em rota nos desempenhos de cruzeiro e de alcance devem ser avaliados pelo piloto. A autonomia poderá ser gravemente afetada por um empobrecimento incorreto da mistura, devendo ser feitas, em vôo, verificações do fluxo e da quantidade de combustível.

NOTA

Para se obter o desempenho mostrado nos gráficos, devem ser observadas as condições associadas indicadas em cada gráfico, bem como os procedimentos operacionais aprovados.

As informações constantes do parágrafo 5-5 (Exemplo de Planejamento de Vôo) expõem um planejamento de vôo detalhado, feito mediante o uso dos gráficos de desempenho. Em cada gráfico é apresentado um exemplo para demonstrar como o mesmo deve ser utilizado.

ATENÇÃO

Os limites indicados nos gráficos correspondem às limitações aprovadas para a aeronave. As informações de desempenho obtidas por extrapolação (fora dos limites dos gráficos), não podem ser usadas para planejamento de vôo ou qualquer outro fim operacional.

5-5. EXEMPLO DE PLANEJAMENTO DE VÔO

a. Carregamento do Avião

O primeiro passo para planejar o vôo é calcular o peso e a localização do centro de gravidade do avião, utilizando as informações apresentadas na Seção 6 - Peso e Balanceamento .
O peso vazio básico do avião, ao ser entregue pela fábrica, é o peso registrado na Ficha de Pesagem do relatório de Peso e Balanceamento emitido pela NEIVA.
Se o avião tiver sofrido modificações que afetem o peso e o balanceamento, devem ser consultados o "Livro de Bordo" e a "Carta C — Carta de Variações do Peso Vazio Básico e Balanceamento do Avião" (figura 6-4) para se certificar do novo peso vazio básico e da nova localização do C.G.
Utilize o "Formulário Para Cálculo de Centragem" (figura 6-5) e o gráfico "Limites de Peso e C.G. do Avião" (figura 6-8) para verificar se o peso total do avião e a localização do C.G. estão dentro dos limites aprovados.
O peso de aterragem deverá ser determinado depois de ter sido fixado o peso do combustível a ser utilizado (consulte o item (g) (1)).
Mediante o uso adequado das informações apresentadas, encontramos, no exemplo de planejamento de vôo, os pesos relacionados abaixo.

1. Peso Vazio Básico .... 1416 kgf (3122 lb)
2. Ocupantes (2 x 77 kgf) .... 154 kgf (340 lb)
3. Bagagem e Carga .... 12 kgf (27 lb)
4. Combustível (0,72 kgf/litro x 303 litros) .... 218 kgf (480 lb)
5. Peso de decolagem .... 1800 kgf (3969 lb)
6. Peso de aterragem (a) (5) menos (g) (1), (1800 kgf menos 142 kgf) ...... 1658 kgf (3655 lb)

Neste caso, os pesos de decolagem e aterragem estão abaixo dos pesos máximos permitidos e, conforme determinado pelos cálculos de peso e balanceamento, a localização do C.G. está dentro dos limites aprovados.

b. Decolagem e Pouso

Entre com as condições existentes no aeroporto de partida e o peso de decolagem no gráfico apropriado de desempenho na decolagem (figuras 5-4, 5-5, 5-6 e 5-7), para determinar o comprimento de pista necessário à decolagem e/ou a distância de decolagem.
Os cálculos de distância de aterragem são efetuados da mesma maneira, utilizando os gráficos apropriados de desempenho na aterragem (figuras 5-19 e 5-20) e entrando com as condições existentes no aeroporto de destino e o peso de aterragem depois de previamente determinado. As condições e os cálculos para este exemplo estão relacionados a seguir. As distâncias necessárias para a decolagem e para a aterragem neste exemplo são inferiores aos comprimentos de pista disponíveis.

	AEROPORTO DE PARTIDA	AEROPORTO DE DESTINO
1. Altitude Pressão	2000 pés	3000 pés
2. Temperatura (TAE)	21° C	22° C
3. Componente do Vento	9 nós (proa)	10 nós (proa)
4. Comprimento de Pista Disponível	2256 m (7400 pés)	2743 m (9000 pés)
5. Comprimento de Pista necessário (Procedimento normal com freio padrão).		
– Decolagem (fig. 5-4)	503 m (1650 pés)	
– Aceleração e Parada (fig 5-6)	994 m (3260 pés)	
– Aterragem (fig 5-19)		689 m (2260 pés)

NOTA

Os demais gráficos de desempenho, utilizados neste exemplo de planejamento de vôo, pressupõem a condição de vento zero. O efeito de vento em rota deve ser considerado pelo piloto ao computar os desempenhos em subida, cruzeiro e descida.

c. Subida

O passo seguinte no planejamento de vôo é determinar os valores de combustível, tempo e distância para subida (figura 5-11). As variáveis a serem consideradas são: a altitude pressão de cruzeiro e o valor correspondente da temperatura do ar externo.
Depois de estabelecidos os valores de combustível, tempo e distância em função dos valores da altitude pressão de cruzeiro e da temperatura do ar externo correspondente, utilize as condições existentes no aeroporto de partida, no mesmo gráfico, determinando novos valores de combustível, tempo e distância. Calcule as diferenças respectivas, obtendo assim os totais de combustível, tempo e distância das componentes do segmento de subida do planejamento de vôo, corrigidos para a altitude pressão e temperatura do aeroporto de partida.
De acordo com as instruções acima, determinamos os seguintes valores para o exemplo:

1. Altitude Pressão em Cruzeiro .... 16500 pés
2. Temperatura do Ar Externo em Cruzeiro .... – 13° C
3. Tempo de Subida (15 min menos 2 min) .... 13 min
4. Distância para Subida (27 milhas náuticas menos 3 milhas náuticas) 24 milhas náuticas
5. Combustível para Subida (46 litros menos 4 litros) .... 42 litros (11 US Gal)

d. Descida

Os valores dos parâmetros de descida são determinados antes dos valores dos parâmetros de cruzeiro, a fim de que, com a distância de descida, possa ser fixada a distância total de cruzeiro. Utilizando a altitude pressão e a temperatura do ar externo em cruzeiro, determina-se o combustível, o tempo e a distância básicos para a descida (figura 5-18). Esses valores precisam ser ajustados para a altitude pressão e temperatura do campo no aeroporto de destino. Para achar os valores de ajuste necessários, use as condições de altitude-pressão e temperatura existentes no aeroporto de destino como variáveis para achar os valores de combustível, de tempo e distância, mediante o gráfico (figura 5-18). Subtraia os valores correspondentes às condições no destino dos valores das condições em cruzeiro, a fim de obter os valores verdadeiros de combustível, tempo e distância necessários ao planejamento de vôo.
Os valores para o segmento de descida deste exemplo obtidos através da utilização adequada dos gráficos, são apresentados abaixo:

1. Tempo para Descida (16 min menos 3 min) .... 13 min
2. Distância para Descida (44 milhas náuticas menos 7 milhas náuticas). 37 milhas náuticas
3. Combustível para Descida (23 litros menos 4 litros)............. 19 litros (5 US Gal)

e. Cruzeiro

Usando a distância total a ser percorrida durante o vôo, subtraia as distâncias de subida e de descida anteriormente calculadas para determinar a distância total de cruzeiro. Consulte a Tabela de Ajuste de Potência de Cruzeiro (figura 5-12) para selecionar o regime de potência de cruzeiro. Os valores de altitude pressão, temperatura do ar externo estabelecidos e a potência de cruzeiro selecionada devem ser utilizados para determinar a velocidade verdadeira de cruzeiro mediante o gráfico aplicável de velocidade versus potência (figura 5-13).
O fluxo de combustível de cruzeiro para o ajuste da potência de cruzeiro selecionada é obtido na Tabela de Ajuste de Potência de Cruzeiro (figura 5-12).
O tempo de cruzeiro é calculado, dividindo-se a distância de cruzeiro pela velocidade de cruzeiro; o combustível de cruzeiro é calculado multiplicando-se o fluxo de combustível de cruzeiro pelo tempo de cruzeiro.
Os resultados dos cálculos para o segmento de cruzeiro deste exemplo são os seguintes:

1. Distância Total .... 394 milhas náuticas
2. Distância de Cruzeiro: (e) (1) menos (c) (4) menos (d) (2) (394 milhas náuticas menos 24 milhas náuticas menos 37 milhas náuticas) .... 333 milhas náuticas
3. Potência de Cruzeiro .... Potência de 55%
4. Velocidade de Cruzeiro (figura 5-13) .... 172 nós
5. Fluxo de Combustível em Cruzeiro (figura 5-12) .... 70,8 litros/h (18,7 US Gal/h)
6. Tempo de Cruzeiro [(e) (2) dividido por (e) (4)] (333 milhas náuticas dividido por 172 nós .... 1,94 h (1 h e 56 min)

7. Combustível de Cruzeiro [(e) (5) multiplicado por (e) (6)]
   (70,8 litros/h multiplicado por 1,94 h) . . . . 137 litros (36,3 US Gal)

f. Tempo Total de Vôo

O tempo total de vôo é determinado, somando-se o tempo de subida, o tempo de descida e o tempo de cruzeiro.

NOTA

Os valores de tempo tomados dos gráficos de subida e descida são em minutos e precisam ser convertidos em horas, antes de serem somados ao tempo de cruzeiro.

O tempo de vôo necessário neste exemplo é o seguinte:

1. Tempo Total de Vôo

   [(c) (3) mais (d) (1) mais (e) (6)] (0,22 h mais 0,22h mais 1,94h) 2,38 h (2 h e 23 min)

g. Combustível Total Requerido

Calcula-se o combustível total requerido, somando o combustível de subida, o combustível de descida e o combustível de cruzeiro. Uma vez determinado o total de combustível, multiplique esse valor por 0,72 kgf/l para determinar o peso total do combustível a ser usado em vôo.
Os cálculos de combustível total neste exemplo são apresentados abaixo:

1. Combustível Total Requerido

   [(c) (5) mais (d) (3) mais (e) (7)], (42 litros mais 19 litros mais 137 litros). . . . . 198 litros (52,3 US Gal)

   (198 litros multiplicado por 0,72 kgf/l) . . . . 142 kgf (313 lb)

5-7. GRÁFICOS DE DESEMPENHO

ÍNDICE DAS FIGURAS

Figura 5-1. Gráfico para Conversão de Temperatura

Figura 5-2. Calibração do Velocímetro

Figura 5-3. Velocidade de Estol sem Potência Versus Ângulo de Inclinação Lateral

Figura 5-4. Decolagem — Procedimento Normal

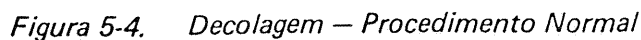
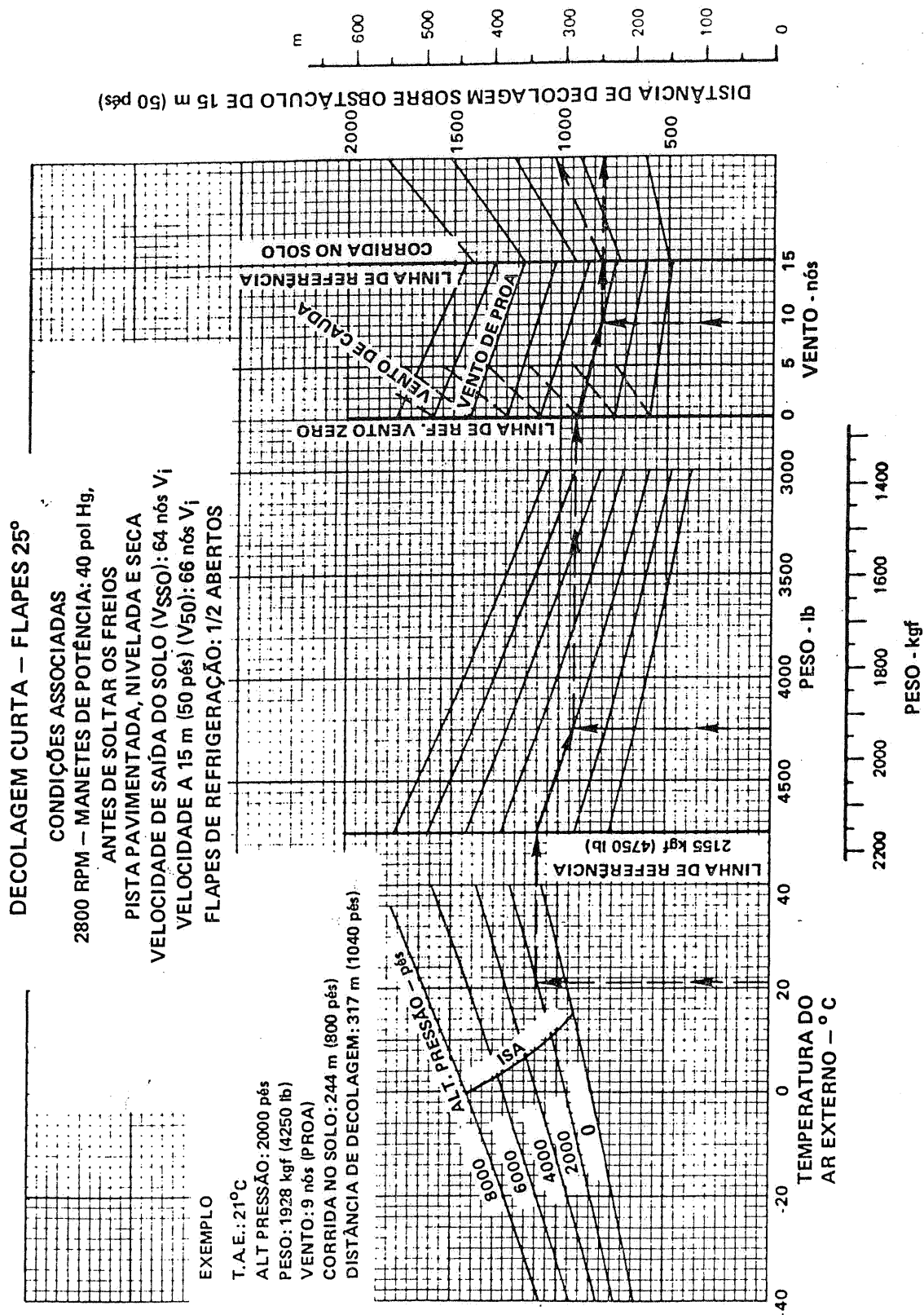



Figura 5-5. Decolagem Curta — Flapes 25°

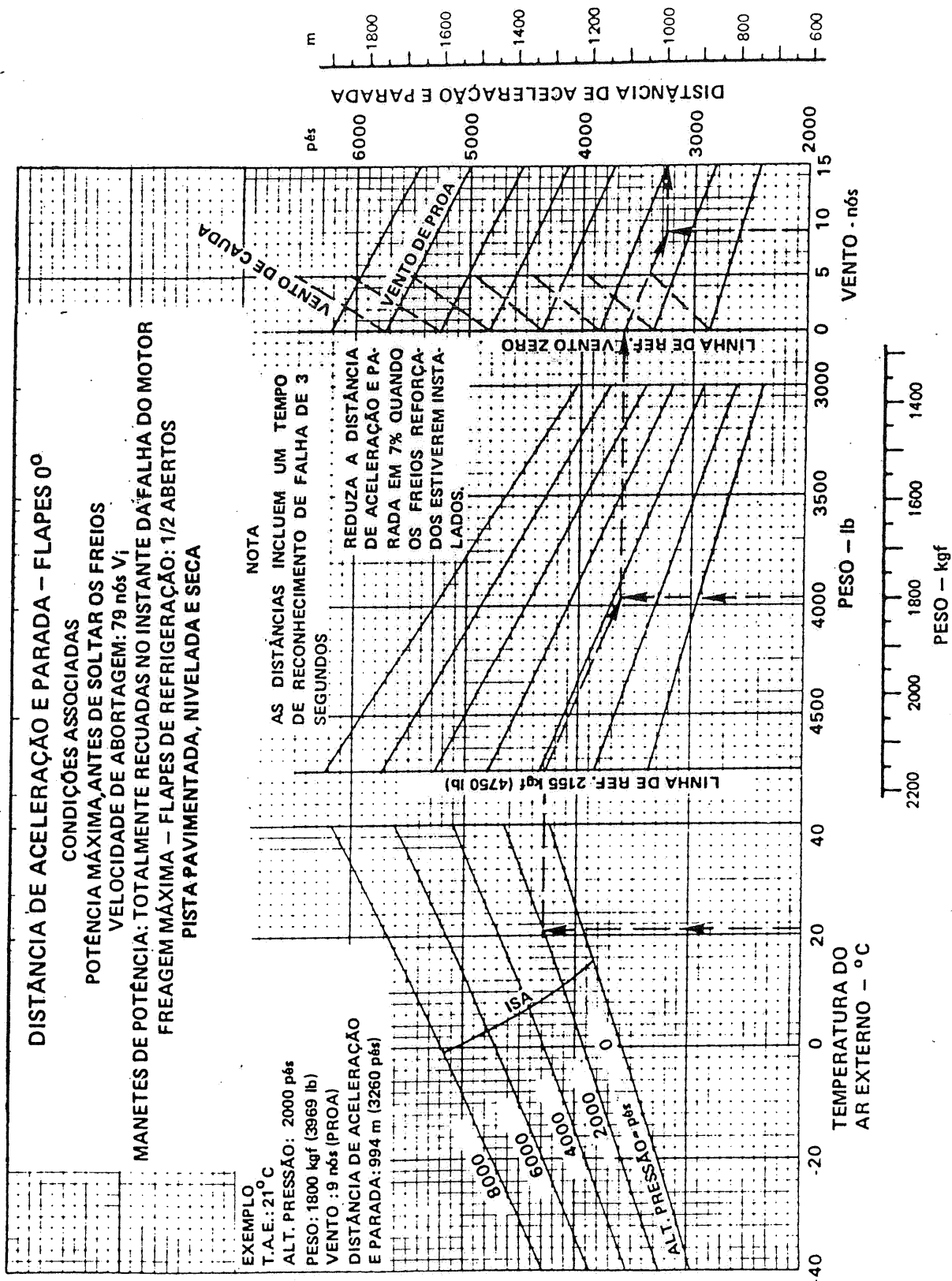



Figura 5-6. Distância de Aceleração e Parada — Flapes 0°

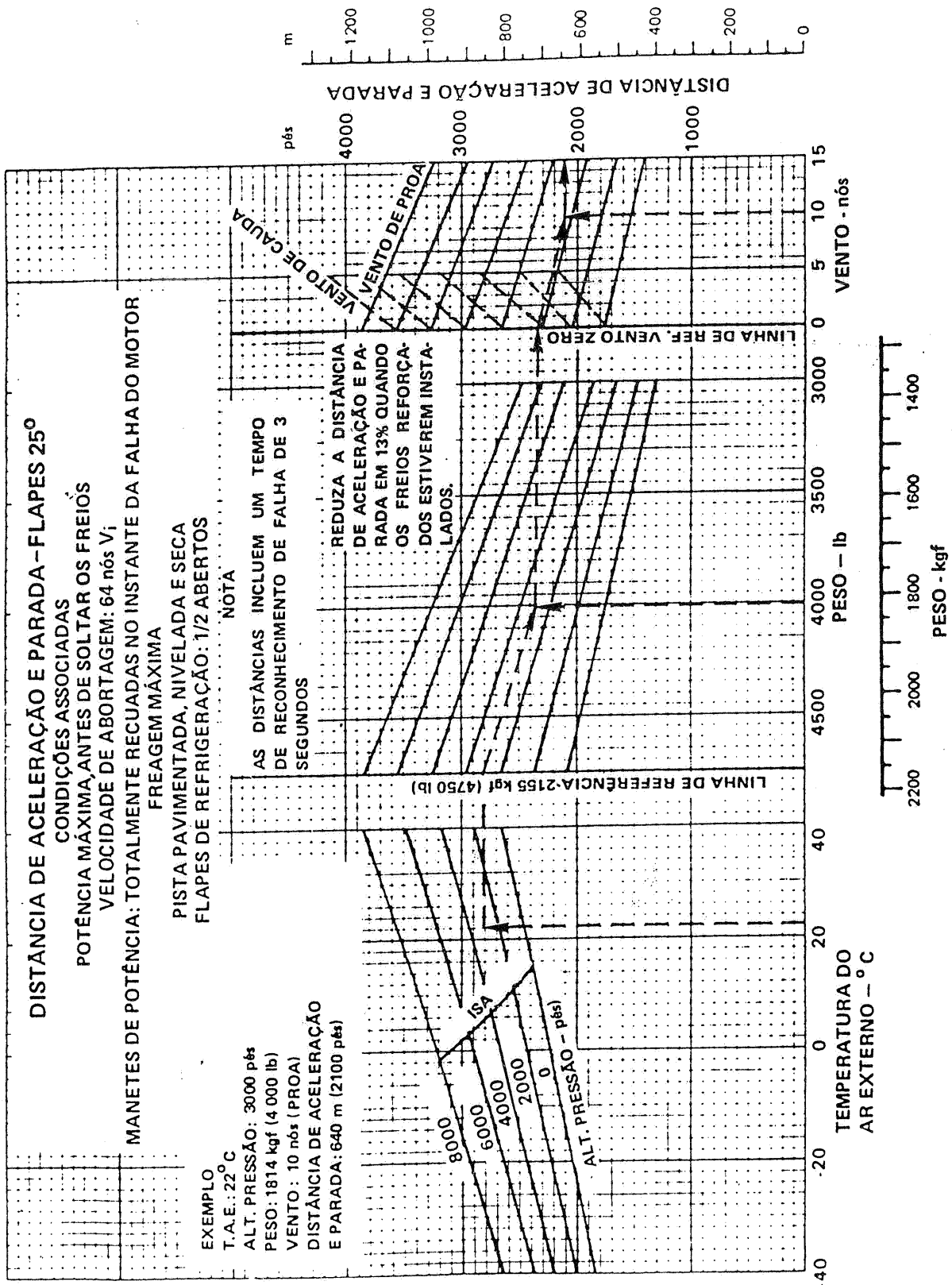



Figura 5-7. Distância de Aceleração e Parada – Flapes 25°

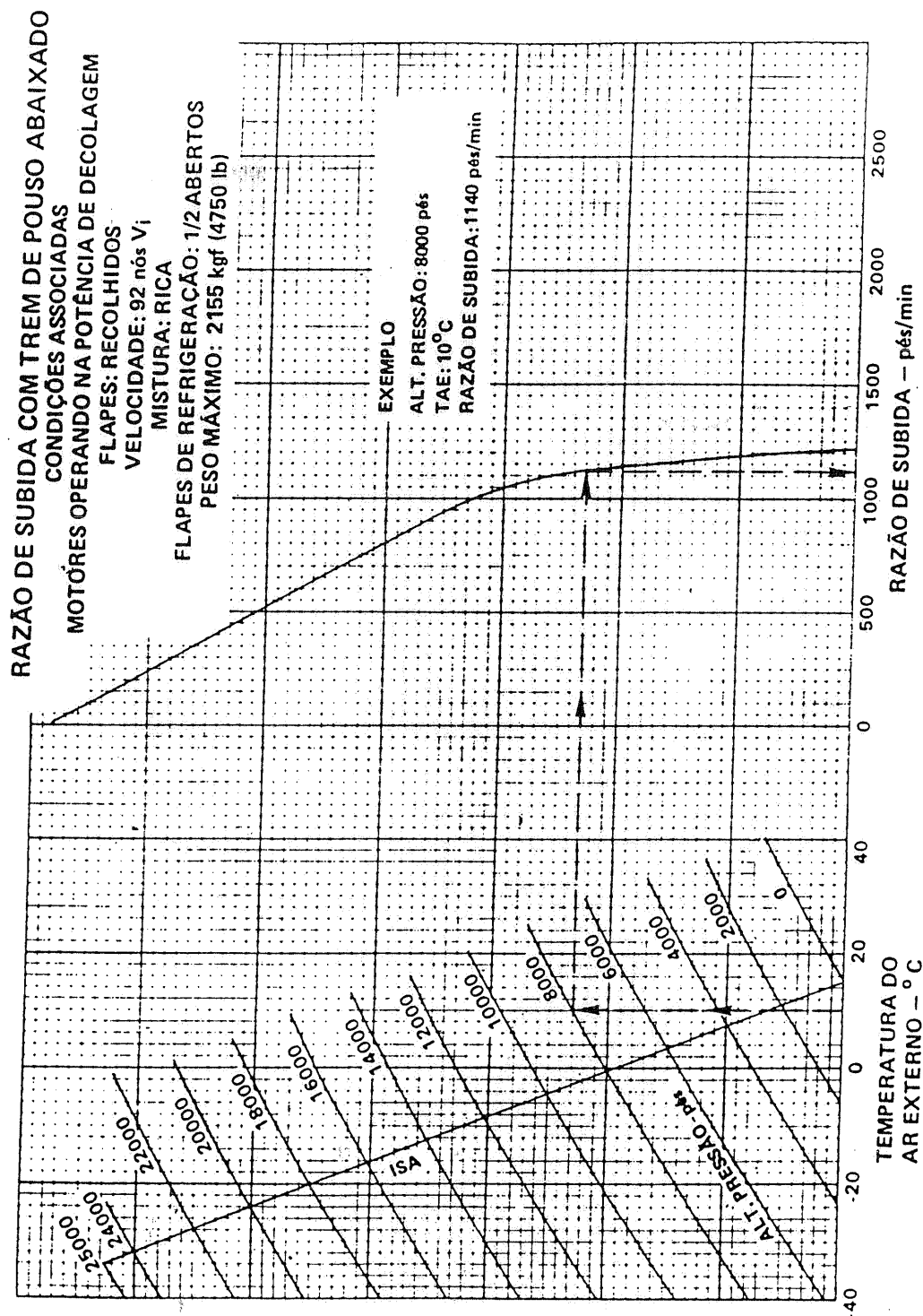



Figura 5-8. Razão de Subida com Trem de Pouso Abaixado

Figura 5-9. Razão de Subida com Trem de Pouso Recolhido - Potência de Decolagem

Figura 5-10. Razão de Subida com Trem de Pouso Recolhido - Potência Máxima Contínua

Figura 5-11. Combustível, Tempo e Distância para Subida

TABELA DE AJUSTE DE POTÊNCIA DE CRUZEIRO
MOTOR TELEDYNE CONTINENTAL MODELO TSIO-360K

ALTITUDE PRESSÃO (pés)	TEMPERATURA ISA (°C)	POTÊNCIA DE 45% FLUXO DE COMB. APROX. 60,6 l/h (16,0 US Gal/h) RPM E PRESSÃO DE ADMISSÃO						POTÊNCIA DE 55% FLUXO DE COMB. APROX. 70,8 l/h (18,7 US Gal/h) RPM E PRESSÃO DE ADMISSÃO						POTÊNCIA DE 65% FLUXO DE COMB. APROX. 88,2 l/h (23,3 US Gal/h) RPM E PRESSÃO DE ADMISSÃO			POTÊNCIA DE 75% FLUXO DE COMB. APROX. 109,8 l/h (29,0 US Gal/h) RPM E PRESSÃO DE ADMISSÃO	
		2100	2200	2300	2400	2500	2600	2100	2200	2300	2400	2500	2600	2400	2500	2600	2500	2600
0	15	27.1	26.4	25.5	24.3	23.3	22.5	31.2	30.3	29.4	28.2	27.2	26.3	33.8	32.0	31.0	34.0	33.0
2000	11	26.4	25.8	24.6	23.7	22.8	22.1	30.5	29.7	28.8	27.8	26.8	26.0	33.2	31.7	30.7	33.8	32.7
4000	7	25.8	25.0	24.0	23.2	22.3	21.8	30.0	29.2	28.3	27.4	26.4	25.6	32.8	31.5	30.5	33.6	32.4
6000	3	25.3	24.5	23.5	22.8	21.9	21.5	29.7	28.8	28.0	27.0	26.2	25.3	32.5	31.2	30.3	33.4	32.2
8000	-1	24.8	24.0	23.0	22.4	21.6	21.2	29.4	28.4	27.7	26.8	25.7	25.0	32.3	31.0	30.1	33.1	32.0
10000	-5	24.4	23.7	22.8	22.0	21.4	21.0		28.3	27.5	26.5	25.5	24.7	32.0	30.9	30.0	33.0	31.9
12000	-9	24.0	23.3	22.5	21.7	21.2	20.9		28.3	27.2	26.3	25.3	24.6	31.8	30.7	29.8	32.5	31.8
14000	-13		23.0	22.3	21.4	21.1	20.8			27.1	26.1	25.2	24.4		30.5	29.7		31.7
16000	-17			22.0	21.3	21.0	20.6				25.9	25.0	24.3		30.4	29.5		31.6
18000	-21				21.2	20.9	20.5					25.0	24.2			29.4		
20000	-25				21.2	20.8	20.4						24.2			29.3		
22000	-28						20.4						24.1					
		← EGT. MAX 899° C (1650° F) (VEJA SEÇÃO 4) →															EGT MÁX. 829° C (1525° F) (VEJA SEÇÃO 4)	
24000	-33						20.4											
25000	-34						20.4											

Para manter a potência constante, ajuste a pressão de admissão, acrescentando ou diminuindo 1% para cada 6°C, acima ou abaixo das condições de temperatura ISA, respectivamente. Não exceder a 34 pol. Hg de pressão de admissão em vôo de cruzeiro.

Figura 5-12. Tabela de Ajuste de Potência de Cruzeiro

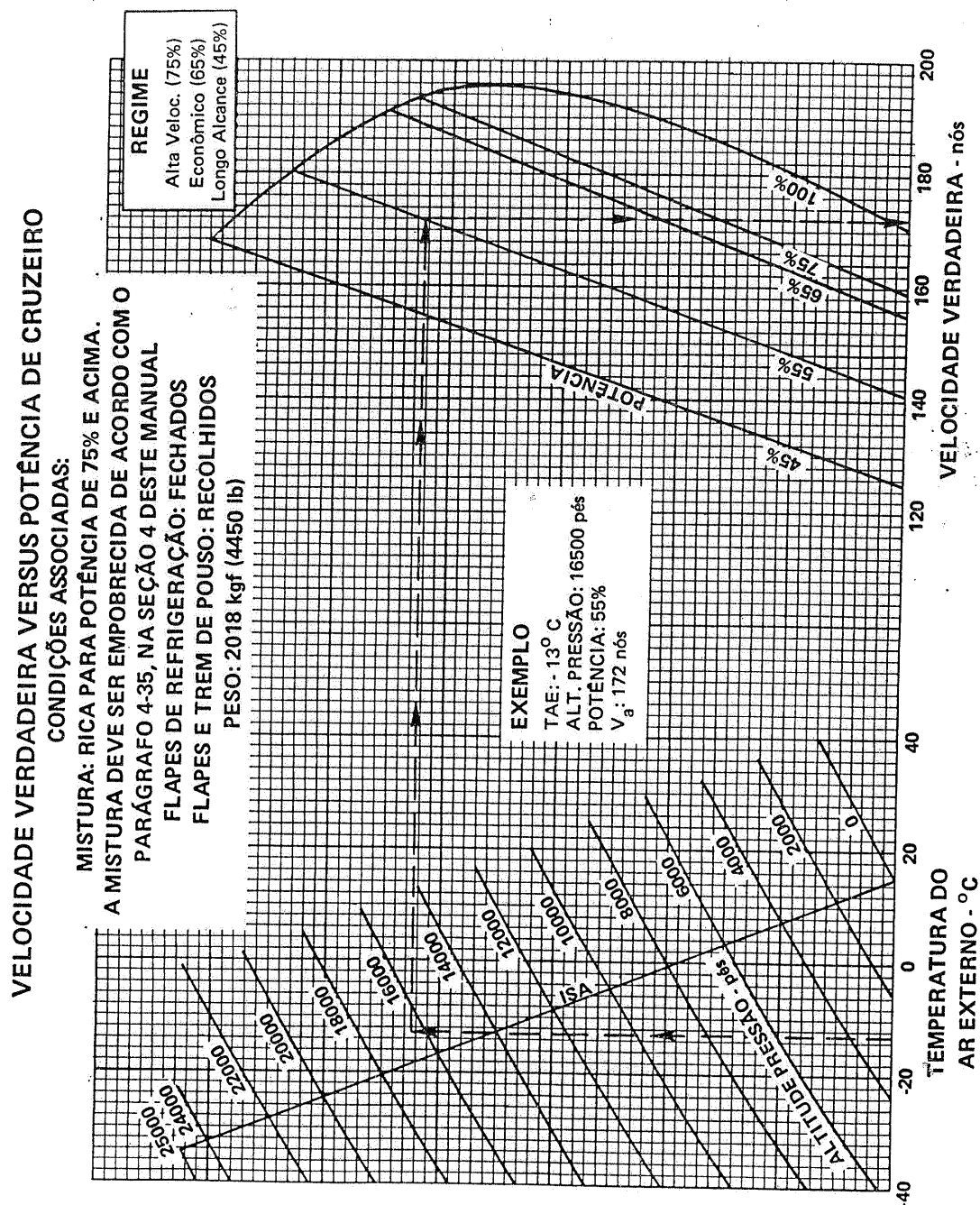



Figura 5-13. Velocidade Verdadeira Versus Potência de Cruzeiro

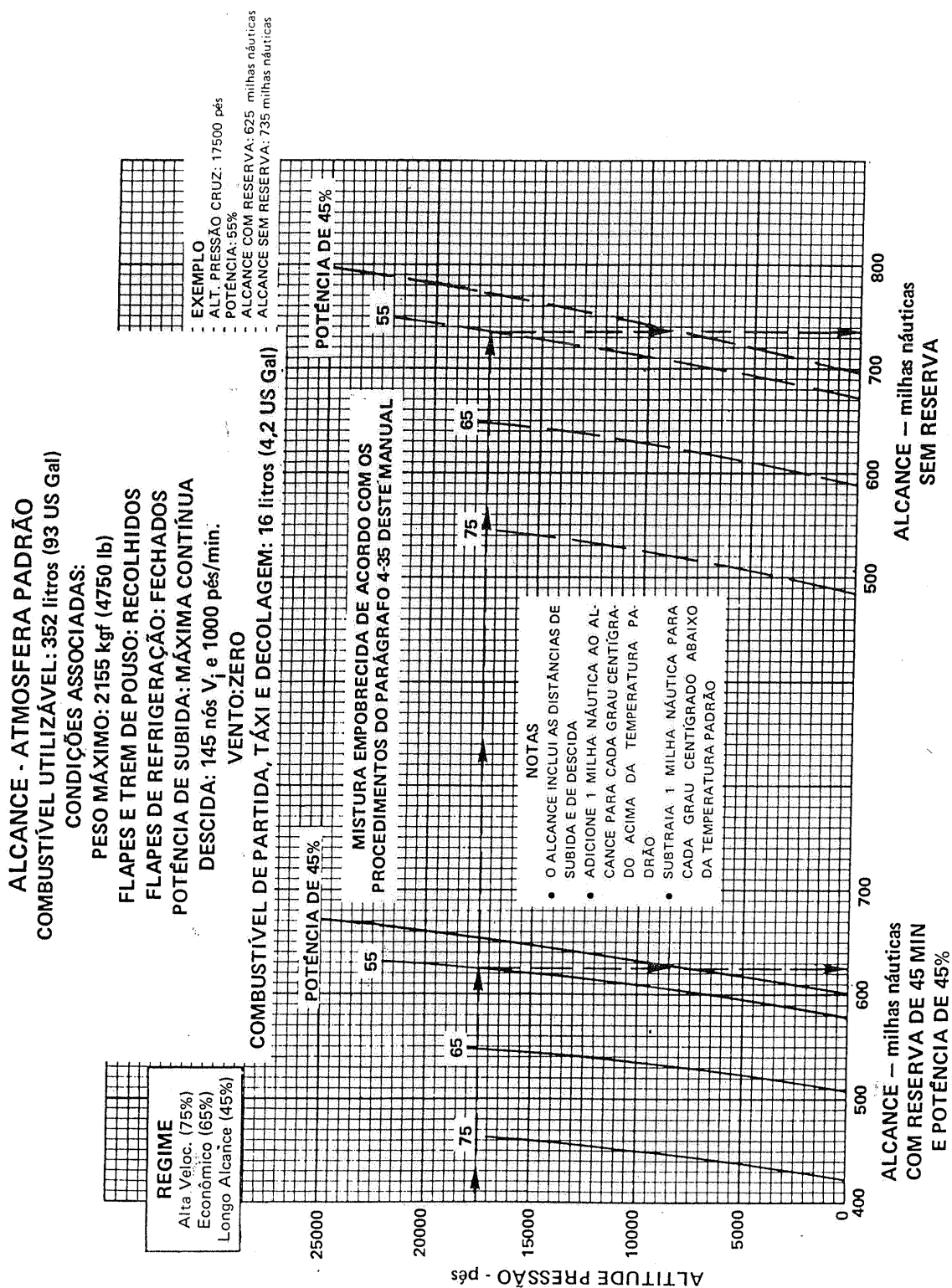



Figura 5-14. Alcance - Atmosfera Padrão - Combustível Utilizável 352 litros (93 US Gal)

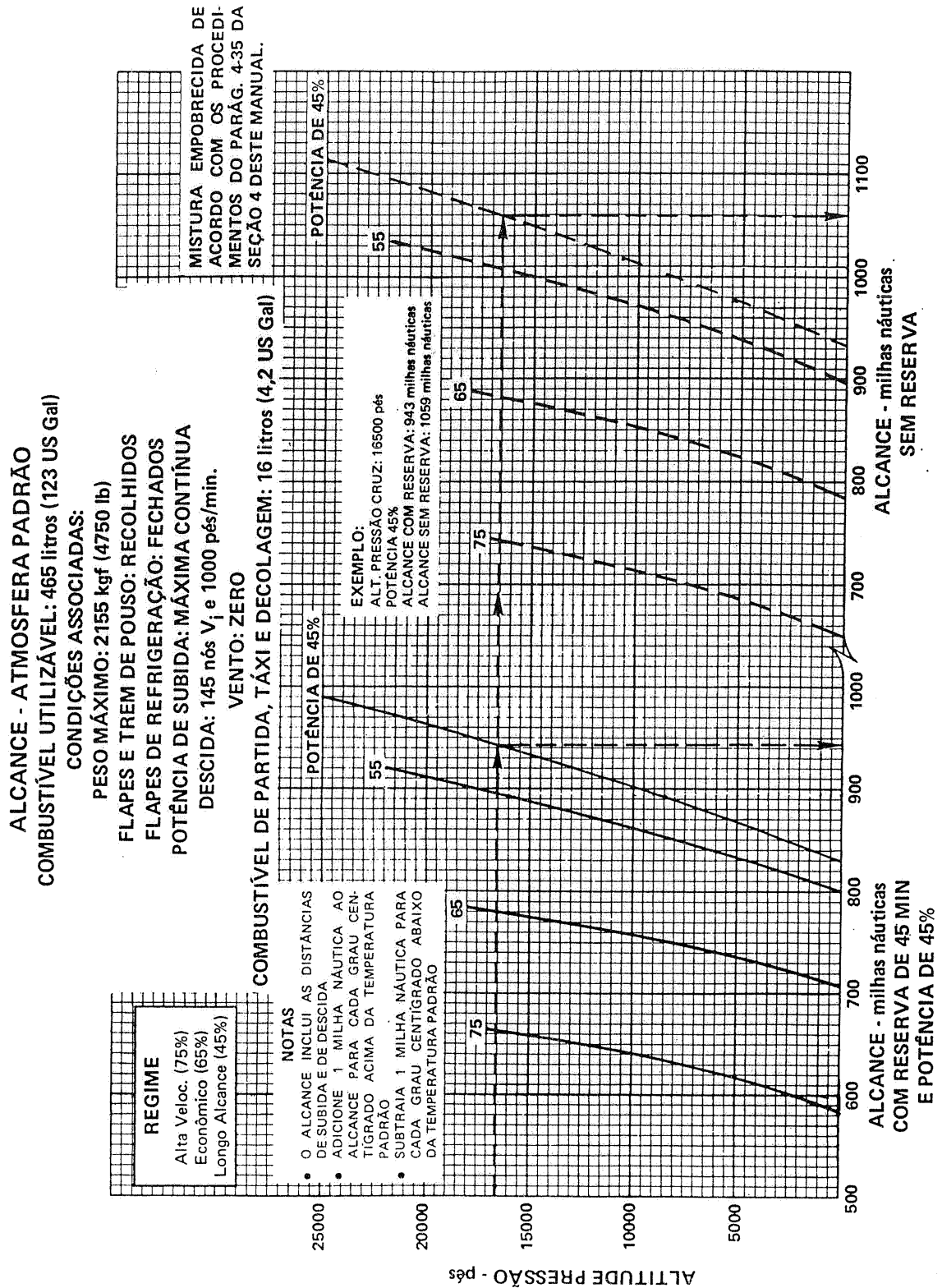



Figura 5-15. Alcance - Atmosfera Padrão - Combustível Utilizável 465 litros (123 US Gal)

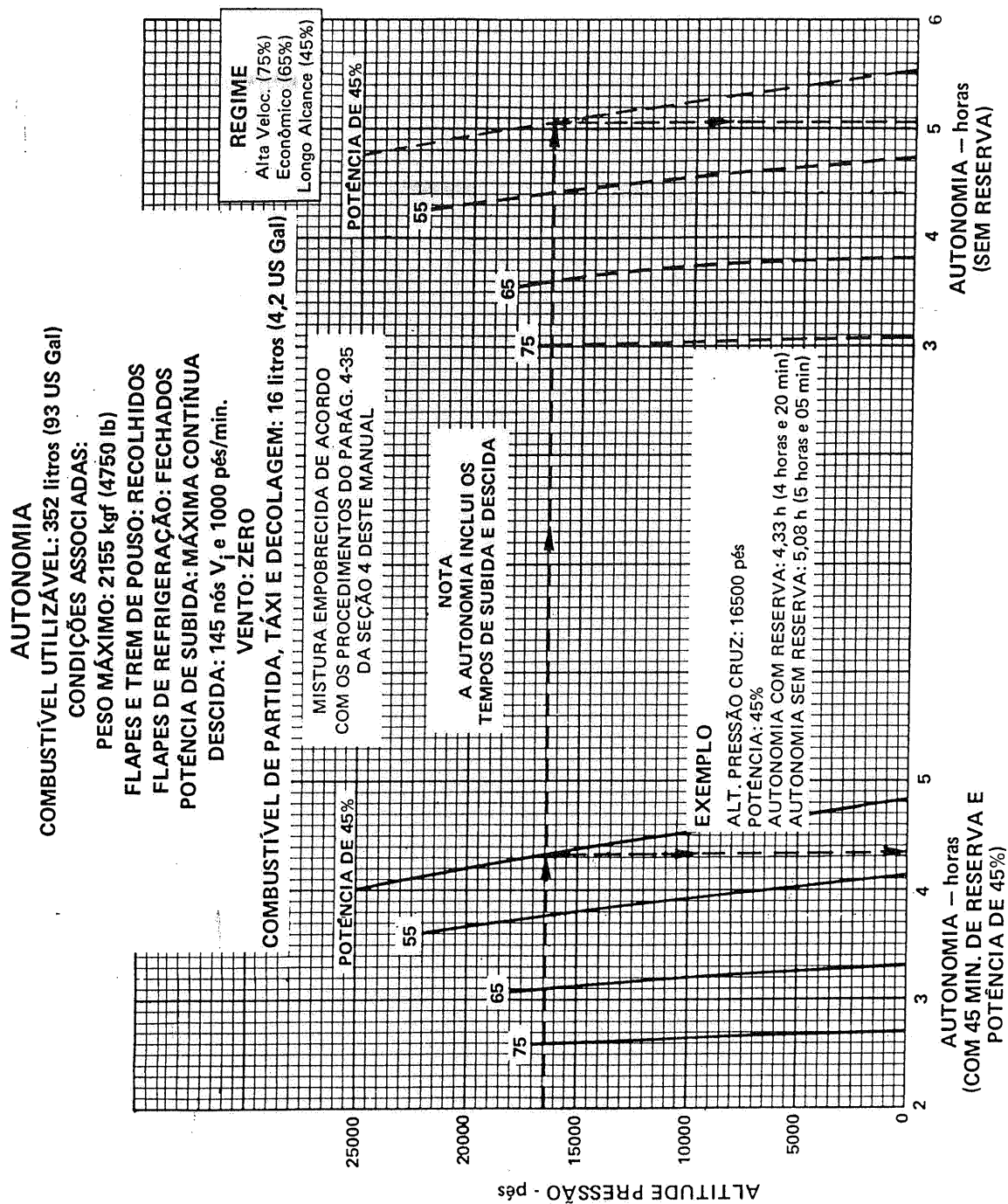



Figura 5-16. Autonomia - Combustível Utilizável 352 litros (93 US Gal)

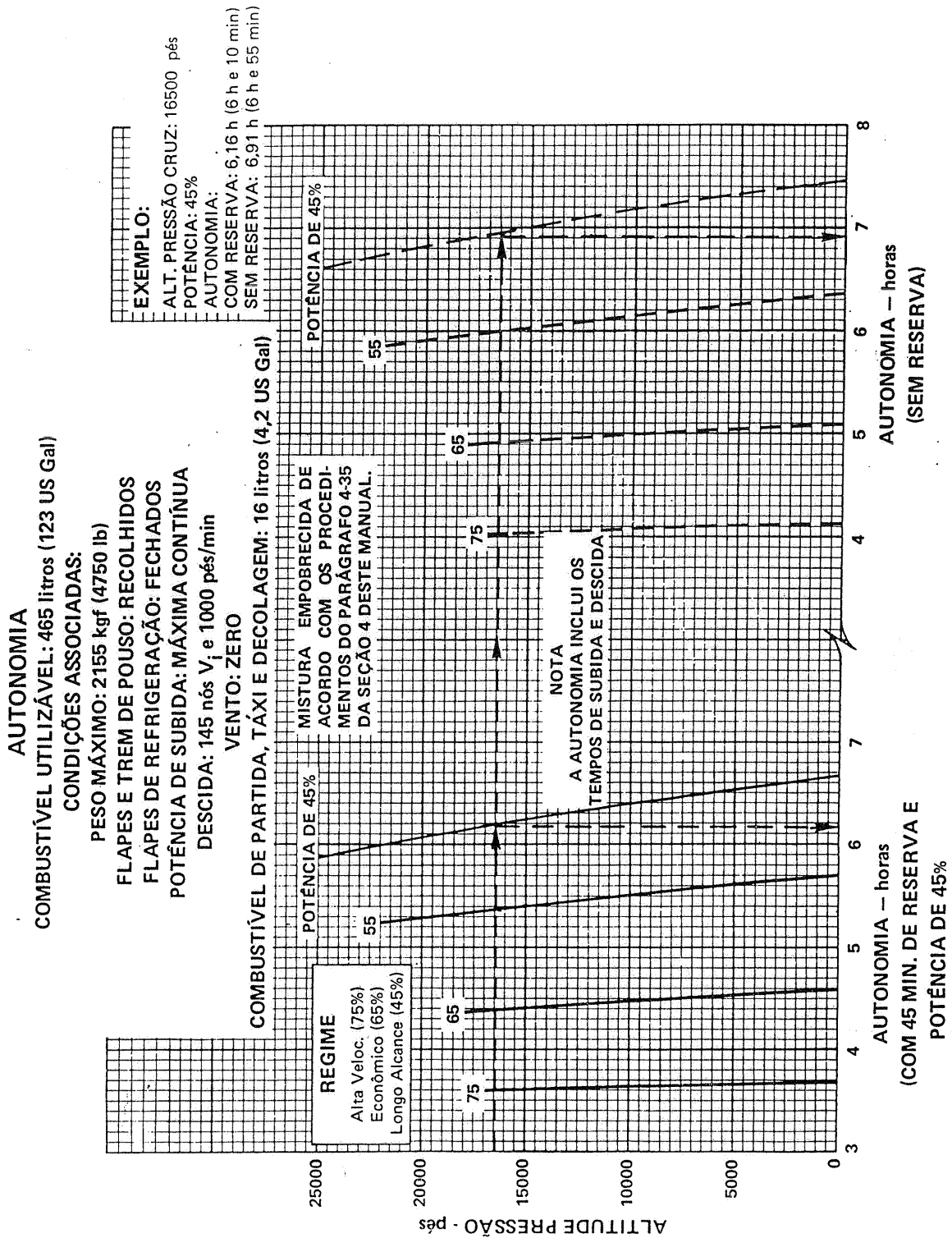



Figura 5-17. Autonomia – Combustível Utilizável 465 litros (123 US Gal)

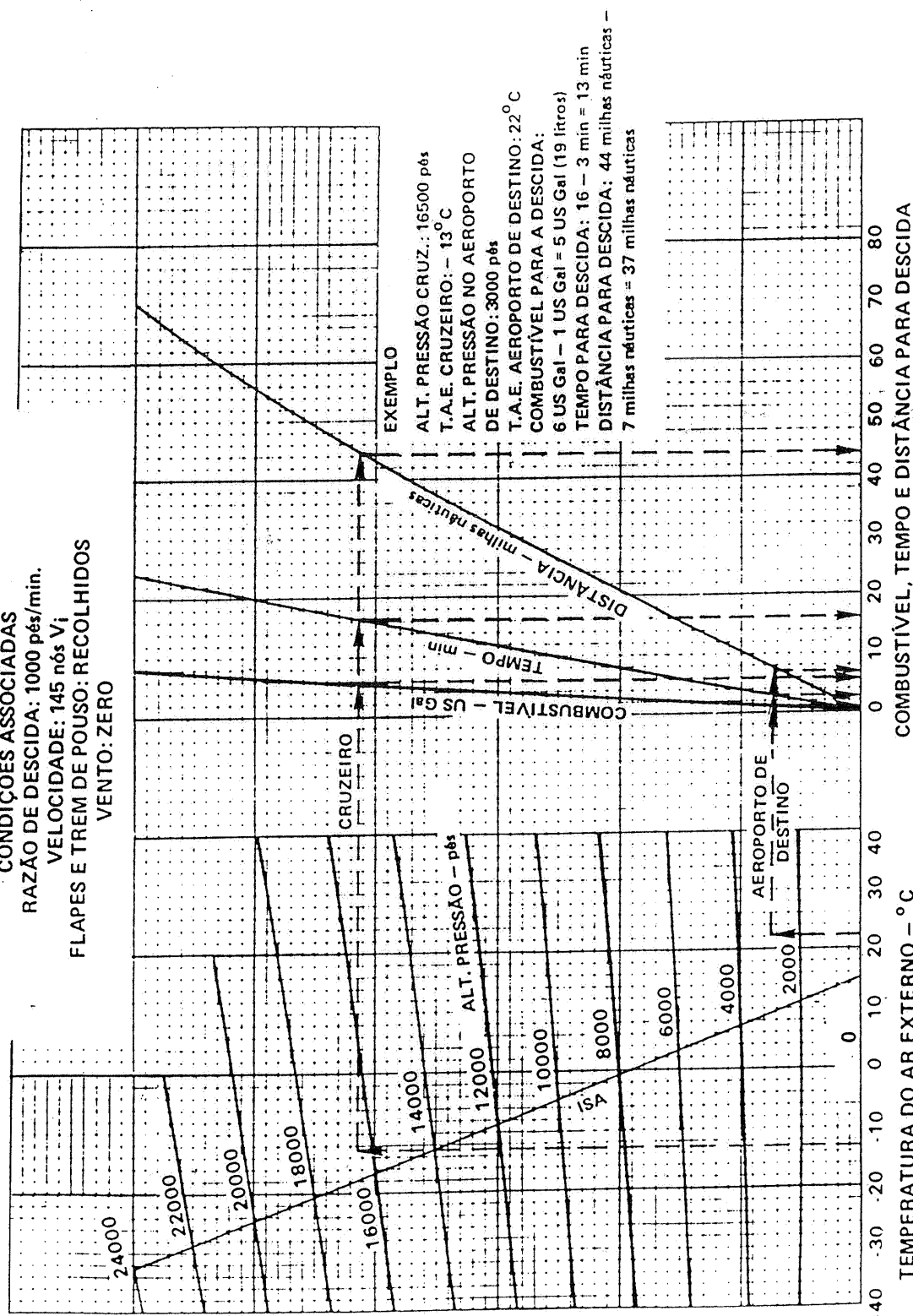



Figura 5-18. Combustível, Tempo e Distância para Descida

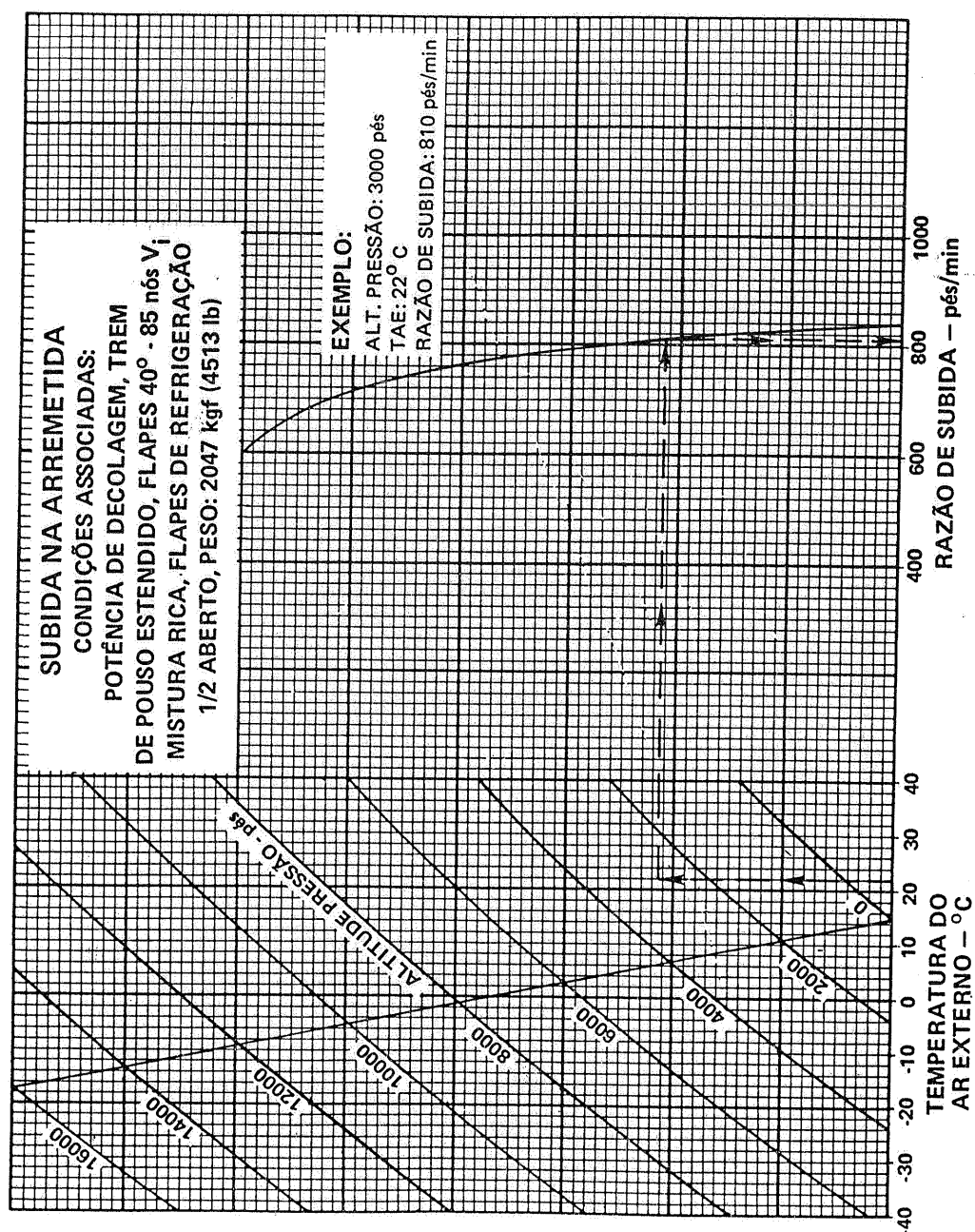



Figura 5-19. Subida na Arremetida

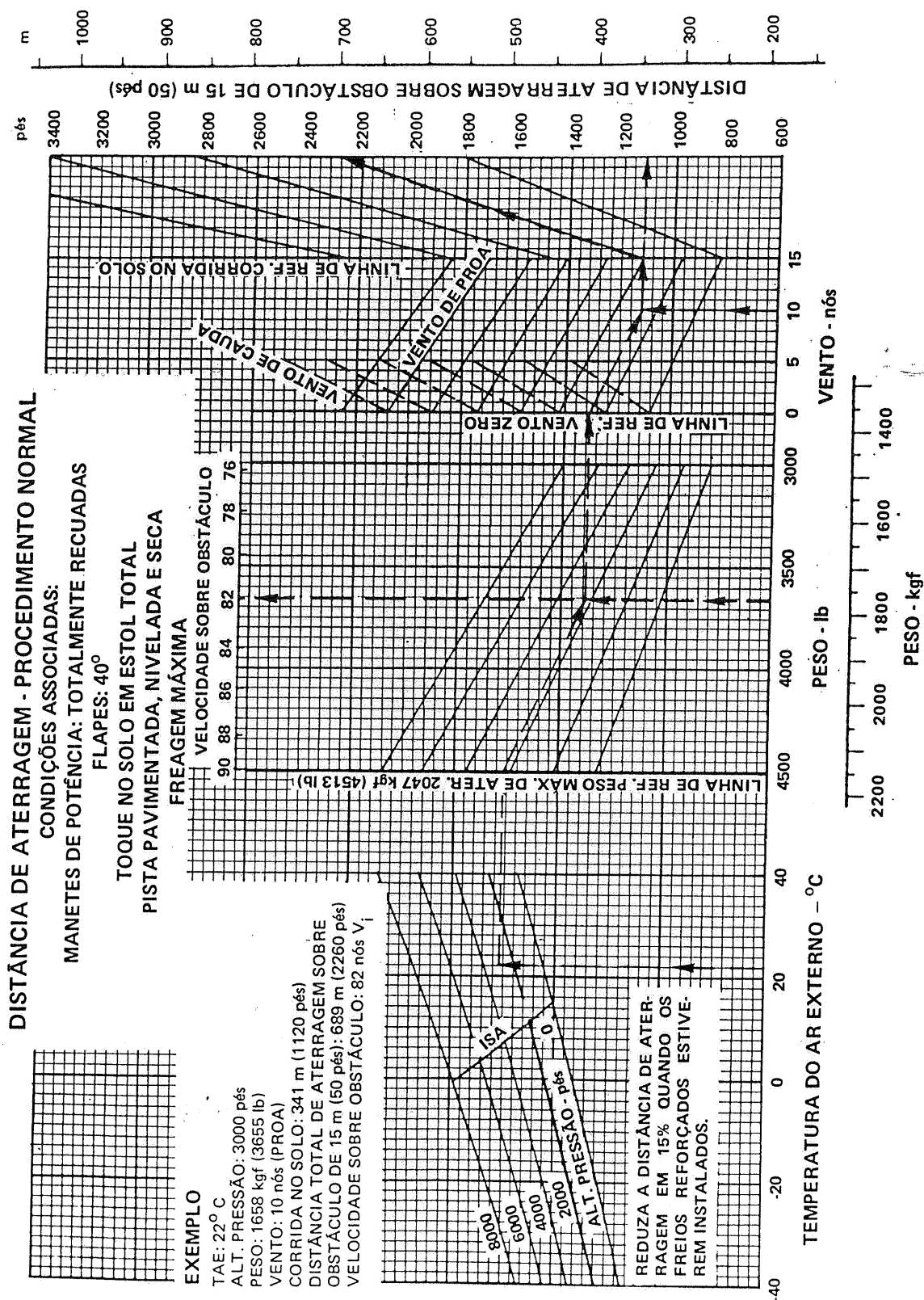



Figura 5-20. Distância de Aterragem - Procedimento Normal

Figura 5-21. Distância de Aterragem - Aterragem Curta

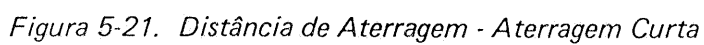
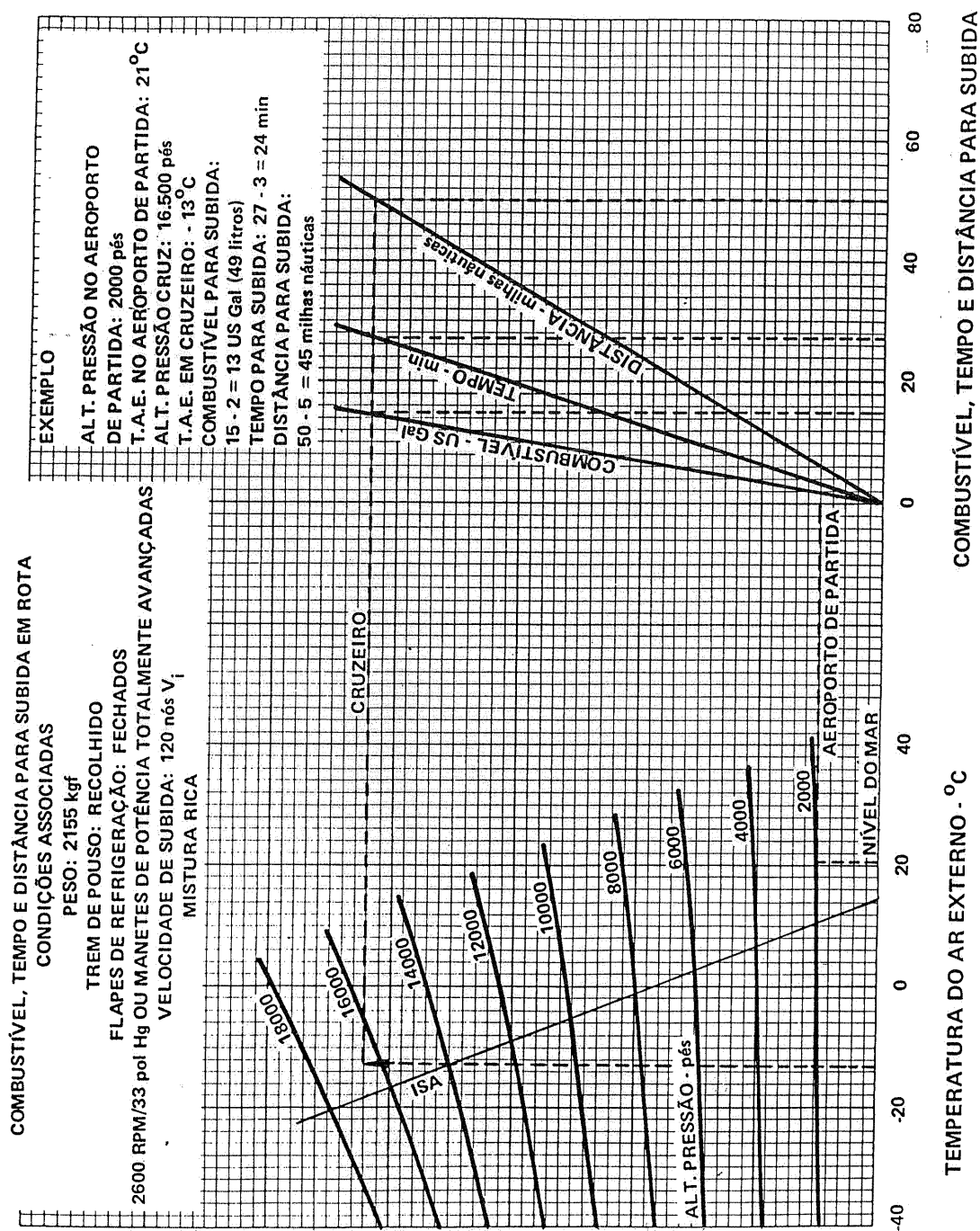



Figura 5-22. Combustível, Tempo e Distância para Subida em Rota

SEÇÃO 6

PESO E BALANCEAMENTO

ÍNDICE

Parágrafo | **Página**

SEÇÃO 6

PESO E BALANCEAMENTO

6-1. GENERALIDADES

A fim de obter o desempenho e as características de vôo que foram definidos para o EMB-810D, o mesmo deve ser operado com o peso e o centro de gravidade (C.G.) dentro dos limites operacionais aprovados (envelope). Embora a aeronave ofereça grande flexibilidade de carregamento, a mesma não pode ser operada simultaneamente com o número máximo de ocupantes adultos, tanques de combustível totalmente cheios e bagagem máxima. Antes da decolagem, o piloto deve certificar-se de que o avião está carregado de acordo com o envelope de carregamento.

A má distribuição da carga traz consequências prejudiciais para qualquer avião. Um avião sobrecarregado não terá desempenho de decolagem, subida e cruzeiro tão bom quanto um avião adequadamente carregado. Quanto mais pesado estiver o avião, pior será o seu desempenho em subida.

O centro de gravidade é um fator decisivo nas características de vôo. Se o C.G. estiver muito a frente, em qualquer avião, será difícil rodar para a decolagem ou arredondar para a aterragem. Se o C.G. estiver muito atrás, o avião poderá rodar prematuramente na decolagem ou tenderá cabrar na subida. A estabilidade longitudinal será reduzida. Isso pode resultar em estóis inesperados ou, até mesmo, em parafusos. A recuperação de atitude do avião durante o parafuso, tornar-se-á mais difícil, se o centro de gravidade estiver localizado atrás do limite traseiro aprovado.

Um avião adequadamente carregado terá o desempenho pretendido.

Antes de ser entregue para a operação, o avião é pesado, sendo então computados o peso vazio básico e a respectiva localização do C.G. Conhecendo o peso vazio básico e o respectivo C.G., o piloto pode, facilmente, determinar o peso e a posição do C.G. para o avião carregado, calculando o peso e o momento totais e, em seguida, verificando se estão dentro do envelope aprovado de "Limites de Peso e C.G. do Avião".

O peso vazio básico e a respectiva localização do C.G. são registrados na "Ficha de Pesagem de Aviões" do Relatório de Peso e Balanceamento, entregue pela NEIVA (figura 6-2), e na "CARTA C — Carta de Variações do Peso Vazio Básico e Balanceamento do Avião" (figura 6-4). Devem ser usados sempre os valores mais atualizados. Sempre que um novo equipamento for acrescentado ou qualquer modificação for efetuada, o responsável pela execução do serviço deve computar o novo peso vazio básico e a nova localização do C.G., anotando-os na Carta C. O proprietário deve certificar-se de que isto foi feito.

A finalidade do cálculo de peso e balanceamento é determinar a quantidade de carga e combustível que podem ser carregadas de modo a manter o peso e C.G. dentro dos limites permitidos. Verifique os cálculos antes de abastecer, para prevenir excesso de carga.

Nesta Seção são apresentados os formulários usados na pesagem do avião, no cálculo do peso vazio básico e respectiva localização do C.G. e na determinação da carga útil. Os procedimentos para determinação do peso de decolagem e respectiva localização do C.G. são apresentados a seguir.

6-3. PROCEDIMENTOS PARA PESAGEM DO AVIÃO

A seguir, é apresentado o procedimento de pesagem para determinar o Peso Vazio Básico e a respectiva localização do C.G.

a. PREPARAÇÃO DO AVIÃO

1. Certifique-se de que todos os itens assinalados na "CARTA A – Lista de Verificação de Peso Vazio Básico" estão instalados nos locais próprios do avião.
2. Antes da pesagem do avião, elimine a sujeira, graxa, umidade e os materiais estranhos como trapos e ferramentas.
3. Esvazie os tanques de combustível do avião, abrindo os drenos de todos os tanques para esvaziá-los completamente. Opere os motores até que seja consumido todo o combustível não drenável dos tanques e os motores parem.

   A seguir, acrescente o combustível não utilizável, 19 litros (5,0 US Gal) para as duas asas, isto é, 9,5 litros (2,5 US Gal) para cada asa.
4. Abasteça com óleo até a capacidade máxima.
5. Ajuste as poltronas do piloto e do co-piloto no quarto (4º) dente, a contar da frente. Os flapes devem estar totalmente recolhidos e todas as superfícies de comando, na posição neutra. O garfo de reboque deve estar guardado em seu devido lugar e as portas de entrada da cabine e dos bagageiros fechadas.
6. Pese o avião em um hangar fechado, a fim de evitar erros de leitura, devidos à ação do vento.

b. PESAGEM DA AERONAVE

I - PESAGEM SOBRE APOIOS DE MACACO

1. Instale os três macacos (com as células sensoras da balança já instaladas) da seguinte maneira: dois pontos de apoio sob as asas e um terceiro ponto de reação dianteira, com a utilização de um dispositivo especial colocado na cota I = 1,333 m do plano de referência.
2. O nivelamento longitudinal da aeronave é efetuado por meio de um nível de bolha colocado sobre os pontos de nivelamento localizados, na parte externa da cabine, no lado esquerdo da aeronave, e acionando-se verticalmente os macacos com movimentos suaves, (cuidando para que as rodas não toquem no solo) até que a bolha de nível esteja centrada.

II - PESAGEM DA AERONAVE SOBRE RODAS

1. Suspenda o avião e trave os amortecedores do trem de pouso principal, quando os mesmos estiverem totalmente distendidos.
2. Com o avião sobre balanças, trave as rodas do trem de pouso principal aplicando calço nas rodas.

NOTA

O peso das travas dos amortecedores e o peso dos calços das rodas utilizados na pesagem, devem ser deduzidos dos valores indicados nas respectivas balanças.

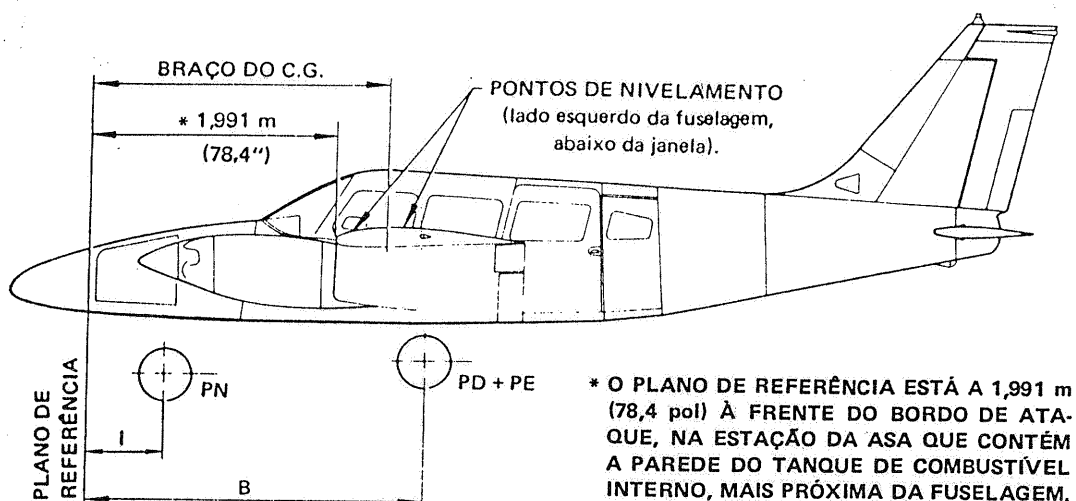
3. Nivele o avião (Consulte a fig. 6-1), esvaziando o pneu da roda do nariz, até conseguir o nivelamento.

c. DETERMINAÇÃO DO CENTRO DE GRAVIDADE COM O PESO VAZIO BÁSICO

1. Com o avião EMB-810D nivelado, aplica-se a geometria da figura 6-1.
2. O centro de gravidade correspondente ao peso vazio básico (obtido da pesagem e incluindo equipamento opcional, capacidade total de óleo, e combustível não utilizável) pode ser determinado pela seguinte fórmula:

$$\text{Braço do C.G.} = \frac{PN\ (I) + (PD + PE)\ (B)}{P} \quad \text{(metros)}$$

onde: $P = PN + PD + PE$

* O PLANO DE REFERÊNCIA ESTÁ A 1,991 m (78,4 pol) À FRENTE DO BORDO DE ATAQUE, NA ESTAÇÃO DA ASA QUE CONTÉM A PAREDE DO TANQUE DE COMBUSTÍVEL INTERNO, MAIS PRÓXIMA DA FUSELAGEM.

Os valores de "I" e "B" para a pesagem sobre apoios de macaco são:

I = 1,333 m
B = 2,694 m

Os valores de "I" e "B" para pesagem sobre rodas são:

I = 0,643 m
B = 2,789 m

NOTA

O método de pesagem (sobre rodas ou sobre apoios de macacos) e as respectivas distâncias "I" e "B", devem ser registrados na Ficha de Pesagem de Aviões (figura 6-2).

Figura 6-1. Diagrama de Nivelamento do Avião

6-5. FICHA DE PESAGEM DE AVIÕES E CARTA C – CARTA DE VARIAÇÕES DO PESO VAZIO BÁSICO E BALANCEAMENTO DO AVIÃO.

A figura 6-2 apresenta o modelo da "Ficha de Pesagem de Aviões" entregue pela NEIVA juntamente com o Relatório de Peso e Balanceamento, onde estão registrados o peso vazio básico e o respectivo C.G., correspondente à aeronave identificada pelo prefixo e número de série também indicados na referida ficha.

A figura 6-4 apresenta o modelo da "Carta C - Carta de Variações do Peso Vazio Básico e Balanceamento do Avião", na qual também são lançados o peso vazio básico e o respectivo C.G. A Carta C tem por finalidade retratar o estado atual do peso vazio básico do avião e um histórico completo das modificações anteriores. Quaisquer modificações incorporadas ao equipamento fixo ou que afetem o peso vazio básico e/ou respectivo C.G. deverão ser lançados nesta carta.

NEIVA	FICHA DE PESAGEM DE AVIÕES		AVIÃO – MODELO
	AVIÃO – PREFIXO	NÚMERO DE SÉRIE	CATEGORIA
DATA DA PESAGEM	LOCAL DA PESAGEM	SITUAÇÃO	DATA DA MODIFICAÇÃO
CONFIGURAÇÃO NA PESAGEM		CONFIGURAÇÃO APÓS MODIFICAÇÃO	
Trip.	Pax.	Trip.	Pax.

1. Avião básico conforme a carta "A"
2. Reação usada: Apoios de macaco (1, B: cotas de apoio)

CONSTANTES E MEDIÇÕES	
l = 1,333 m	α = 0
p =	Cos α = 1
CMA =	tg α = 0
ICMA =	
B = 2,694	
C = 1,361	
A = 1,991	

APOIOS	PESOS (lb)	PESOS (kgf)	BRAÇO	MOMENTO (kgf x m)	% CMA	ÍNDICE
Esquerda (Pe)						
Direita (Pd)						
Sub-total (Pm)			2,694			
Dianteiro (Pn) ou Traseiro (Pb)			1,333			
Total Registrado (P)						

MODIFICAÇÕES	PESO (kgf)	BRAÇO	MOMENTO (kgf x m)	% CMA	ÍNDICE
Total Registrado (P)					
Total dos itens pesados que não fazem parte do Peso-Vazio (Coluna I)					
Total dos itens básicos que não fizeram parte do avião ao ser pesado (Coluna II)					
Peso Vazio Equipado (P_V)					

VALORES BÁSICOS NAS CONDIÇÕES PADRONIZADAS PELA EMPRESA

DESCRIÇÃO	PESO (kgf)	BRAÇO	MOMENTO (kgf x m)	% CMA	ÍNDICE
Peso Vazio Equipado					
ÓLEO TOTAL DO MOTOR	13,6	1,110	15,10		
COMB. NÃO UTILIZ.	13,6	2,618	35,58		
PESO VAZIO BÁSICO					

FÓRMULAS UTILIZADAS

$$H = \frac{\text{Momento total}}{\text{Peso total}}$$

$$\%\ CMA = \frac{H}{CMA} \times 100$$

$$INDICE = \frac{\text{Momento}}{100}$$

NOTA: O peso vazio básico inclui os óleos do motor, hidráulico e o combustível não utilizável.

Anotações no verso da ficha

Figura 6-2. Ficha de Pesagem de Aviões (Folha 1 de 2)

NEIVA	FICHA DE PESAGEM DE AVIÕES	PREFIXO

1. LIMITES DE VARIAÇÕES DO C.G. NAS DIVERSAS SITUAÇÕES DE CARREGAMENTO, DE ACÔRDO COM AS ESPECIFICAÇÕES:
   De 2,083 m a 2,403 m para 1542 kgf (3400 lb)
   De 2,202 m a 2,403 m para 1928 kgf (4250 lb)
   De 2,301 m a 2,403 m para 2155 kgf (4750 lb)
   Variação linear entre os pontos dados

2. PESO MÁXIMO DE DECOLAGEM, PARA AS DIVERSAS CONDIÇÕES DE OPERAÇÃO DA AERONAVE:

   2155 kgf (4750 lb)

3. PESO MÁXIMO DE ATERRAGEM:

   2047 kgf (4513 lb)

4. PESO ZERO DE COMBUSTÍVEL:

   2028 kgf (4470 lb)

5. NÚMERO MÁXIMO DE PASSAGEIROS PERMITIDO:

6. NÚMERO MÍNIMO DE TRIPULANTES PERMITIDO:

   1

7. NÚMERO MÁXIMO DE OCUPANTES PERMITIDO, DE ACORDO COM AS ESPECIFICAÇÕES:

COLUNA I				COLUNA II			
Total dos itens pesados que não fazem parte do peso vazio.	PESO (kgf)	BRAÇO (m)	MOMENTO (kgf x m)	Total dos itens básicos não fazendo parte do avião ao ser pesado.	PESO (kgf)	BRAÇO (m)	MOMENTO (kgf x m)
CALÇO DE MADEIRA	0,9	1,333	1,20				
TOTAL				TOTAL			

Figura 6-2. Ficha de Pesagem de Aviões (Folha 2 de 2)

VALORES BÁSICOS NAS CONDIÇÕES PADRONIZADAS PELA EMPRESA						FÓRMULAS UTILIZADAS
DESCRIÇÃO	PESO (kgf)	BRAÇO	MOMENTO (kgf x m)	% CMA	ÍNDICE	
Peso Vazio Equipado						$H = \frac{\text{Momento total}}{\text{Peso total}}$
ÓLEO TOTAL DO MOTOR	13,6	1,110	15,10			
COMB. NÃO UTILIZ.	13,6	2,618	35,58			$\% CMA = \frac{H}{CMA} \times 100$
						$INDICE = \frac{\text{Momento}}{100}$
PESO VAZIO BÁSICO						

NOTA: O peso vazio básico inclui os óleos do motor, hidráulico e o combustível não utilizável.

Anotações no verso da ficha

CARGA ÚTIL DO AVIÃO

CARGA ÚTIL = PESO MÁXIMO DE RAMPA – PESO VAZIO BÁSICO (kgf)

CARGA ÚTIL = 2165 kgf – PESO VAZIO BÁSICO (kgf)

PESO VAZIO BÁSICO EM kgf

Figura 6-3. Bloco "Valores Básicos nas Condições Padronizadas pela Empresa" da Ficha de Pesagem

CARTA C - CARTA DE VARIAÇÕES DO PESO VAZIO BÁSICO E BALANCEAMENTO DO AVIÃO

Histórico das alterações estruturais ou de equipamentos resultando em variações de peso e balanceamento

AVIÃO MODELO: EMB-810D	NÚMERO DE SÉRIE:	PÁGINA Nº 01 de 01

DATA	COMPARTIMENTO Nº		DESCRIÇÃO DO EQUIPAMENTO OU MODIFICAÇÃO	VARIAÇÕES NO PESO						PESO BÁSICO RESULTANTE			
				ADICIONADO (+)			REMOVIDO (–)						
	ADICIONADO	REMOVIDO		PESO (kgf)	BRAÇO (m)	1) MOMENTO (kgf.m)	PESO (kgf)	BRAÇO (m)	1) MOMENTO (kgf.m)	PESO (kgf)	1) MOMENTO (kgf.m)	BRAÇO BÁSICO (m)	% CMA
			Kit Sobrevivência na Selva C-64-15	7,00	4,60	32,20							
			Peso Vazio Básico										
			Peso Vazio Básico Resultante com										
			Kit de Sobrevivência na Selva										

1) Registre a constante usada abaixo da linha.

Figura 6-4. Carta "C" – Carta de Variações do Peso Vazio Básico e Balanceamento do Avião

6-7. RECOMENDAÇÕES GERAIS PARA O CARREGAMENTO

Estas recomendações servem como orientação para o carregamento adequado. Os gráficos, as instruções e a régua de peso e balanceamento devem ser verificados para garantir que o peso e o C.G. da aeronave estão dentro do envelope aprovado de peso e balanceamento.

a. Somente o Piloto

Primeiramente, carregue o bagageiro traseiro até a sua capacidade máxima. Sem bagagem no bagageiro traseiro, a quantidade de combustível pode ser restringida pelo limite dianteiro do envelope para algumas combinações de equipamentos opcionais.

b. Dois ocupantes — Piloto e passageiro nos assentos dianteiros.

Primeiramente, carregue o bagageiro traseiro até a sua capacidade máxima. Sem bagagem no bagageiro traseiro, a quantidade de combustível pode ser restringida pelo limite dianteiro do envelope para algumas combinações de equipamentos opcionais.

c. Três ocupantes — Dois nos assentos dianteiros e outro em um dos centrais.

Primeiramente, carregue o bagageiro traseiro até a sua capacidade máxima. A bagagem no bagageiro dianteiro pode ser restringida pelo limite dianteiro do envelope. Sem bagagem no bagageiro traseiro, a quantidade de combustível pode ser restringida pelo limite dianteiro do envelope para algumas combinações de equipamentos opcionais.

d. Quatro ocupantes — Dois nos assentos dianteiros e dois nos centrais.

Primeiramente, carregue o bagageiro traseiro até a sua capacidade máxima. A bagagem no bagageiro dianteiro pode ser restringida pelo limite dianteiro do envelope. Sem a bagagem no bagageiro traseiro, a quantidade de combustível pode ser restringida pelo limite dianteiro do envelope para algumas combinações de equipamentos opcionais.

e. Cinco ocupantes — Dois nos assentos dianteiros, dois nos centrais e outro em um dos traseiros.

Será necessário um estudo para se determinar qual a melhor condição de carregamento nos bagageiros.

f. Cinco ocupantes — Piloto, dois passageiros nos assentos centrais e dois nos traseiros.

Primeiramente, carregue o bagageiro dianteiro até a sua capacidade maxima. A bagagem no bagageiro traseiro e/ou a quantidade de combustível pode(m) ser restringida(s) pelo limite traseiro do envelope.

g. Seis ocupantes — Dois nos assentos dianteiros, dois nos centrais e dois nos traseiros.

Com seis ocupantes, a quantidade de combustível e/ou bagagem pode(m) ser restringida(s) pelos limites do envelope. Primeiramente, carregue o bagageiro dianteiro até a sua capacidade máxima.

h. Sete ocupantes — Dois nos assentos dianteiros, três nos centrais e dois nos traseiros.

Com sete ocupantes, a quantidade de combustível e/ou bagagem pode(m) ser restringida(s) pelo envelope aprovado de peso e C.G.

Em qualquer configuração do avião, é responsabilidade do piloto em comando certificar-se de que o peso e C.G. do avião permaneçam sempre dentro dos limites operacionais aprovados, durante o vôo.

6-9. DETERMINAÇÃO DO PESO E LOCALIZAÇÃO DO C.G. PARA O VÔO

a. Some ao peso vazio básico o peso de todos os itens a serem carregados.

b. Use o gráfico de carregamento (figura 6-7) para determinar o momento de todos os itens a serem carregados no avião.

c. Some ao momento do peso vazio básico o momento de todos os itens a serem carregados.

d. Divida o momento total pelo peso total, para determinar a localização do C.G.

e. Empregando os valores dos itens a. e d., localize um ponto no gráfico de peso versus C.G. (figura 6-8). Se o ponto estiver dentro dos limites do envelope de peso versus C.G., o carregamento satisfaz os requisitos de peso e balanceamento.

NOTA

- O combustível necessário para partida, táxi e aquecimento do motor (máximo: 10 kgf (23 lb)) deve ser determinado com base nas condições locais de operação.
- A localização do C.G. não é significativamente afetada pelo recolhimento do trem de pouso.

FORMULÁRIO PARA CÁLCULO DE CENTRAGEM

MODELO:	PREFIXO:	Nº DE SÉRIE:
DATA:		RESPONSÁVEL:

DESCRIÇÃO DO ITEM	PESO (kgf)	BRAÇO (m)	MOMENTO (m.kgf)
PESO VAZIO BÁSICO			
PILOTO E PASSAGEIRO DA POLTRONA DIANTEIRA		2,17	
PASSAGEIROS (POLTRONAS CENTRAIS VOLTADAS PARA A FRENTE)		3,00	
PASSAGEIROS (POLTRONAS CENTRAIS VOLTADAS PARA TRÁS) (OPCIONAL)		3,03	
PASSAGEIROS (POLTRONAS TRASEIRAS)		4,00	
PASSAGEIRO (POLTRONA EXTRA) (OPCIONAL)		3,00	
BAGAGEIRO DIANTEIRO (MÁXIMO: 45 kgf)		0,57	
BAGAGEIRO TRASEIRO (MÁXIMO: 45 kgf)		4,54	
PESO ZERO COMBUSTÍVEL (MÁXIMO 2028 kgf)			
COMBUSTÍVEL (MÁXIMO 465 LITROS)		2,38	
PESO DE RAMPA (MÁXIMO: 2165 kgf)			
COMBUSTÍVEL PREVISTO PARA PARTIDA, TÁXI E AQUECIMENTO DO MOTOR	-10,0	2,41	- 24,1
PESO DE DECOLAGEM (MÁXIMO: 2155 kgf)			

O centro de gravidade está a metros atrás do plano de referência. Localize este ponto (kgf; m) no gráfico "Limites de Peso e C.G. do Avião". Se este ponto estiver dentro do envelope operacional, o carregamento satisfará os requisitos de peso e balanceamento para o vôo.

PESO DE DECOLAGEM (MÁXIMO: 2155 kgf)			
MENOS O COMBUSTÍVEL CONSUMIDO NA SUBIDA, CRUZEIRO E DESCIDA (ESTIMADO).		2,41	
PESO DE ATERRAGEM (MÁXIMO 2047 kgf)			

Localize, no gráfico "Limites de Peso e C.G. do Avião" o ponto (kgf; m). Se este ponto estiver dentro do envelope operacional, o carregamento é considerado satisfatório para a aterragem.

É RESPONSABILIDADE DO PILOTO E DO PROPRIETÁRIO DO AVIÃO CERTIFICAREM-SE DE QUE O CARREGAMENTO DO AVIÃO ESTÁ SEMPRE DENTRO DOS LIMITES APROVADOS.

Figura 6-5. Formulário para Cálculo de Centragem

FORMULÁRIO PARA CÁLCULO DE CENTRAGEM

MODELO: 810D	PREFIXO: PX-XXX	Nº DE SÉRIE: 810000	
DATA: 22/FEV/82		RESPONSÁVEL:	

DESCRIÇÃO DO ITEM	PESO (kgf)	BRAÇO (m)	MOMENTO (m.kgf)
PESO VAZIO BÁSICO	1293,0	2,12	2741,2
PILOTO E PASSAGEIRO DA POLTRONA DIANTEIRA	173,0	2,17	375,4
PASSAGEIROS (POLTRONAS CENTRAIS VOLTADAS PARA A FRENTE)	113,0	3,00	339,0
PASSAGEIROS (POLTRONAS CENTRAIS VOLTADAS PARA TRÁS) (OPCIONAL)	-	3,03	-
PASSAGEIROS (POLTRONAS TRASEIRAS)	81,0	4,00	324,0
PASSAGEIRO (POLTRONA EXTRA) (OPCIONAL)	-	3,00	-
BAGAGEIRO DIANTEIRO (MÁXIMO: 45 kgf)	22,0	0,57	12,5
BAGAGEIRO TRASEIRO (MÁXIMO: 45 kgf)	20,0	4,54	90,8
PESO ZERO COMBUSTÍVEL (MÁXIMO 2028 kgf)	1702,0	2,28	3880,6
COMBUSTÍVEL (MÁXIMO 465 LITROS)	163,0	2,38	387,9
PESO DE RAMPA (MÁXIMO: 2165 kgf)	1865,0	2,29	4270,9
COMBUSTÍVEL PREVISTO PARA PARTIDA, TÁXI E AQUECIMENTO DO MOTOR	-10,0	2,41	- 24,1
PESO DE DECOLAGEM (MÁXIMO: 2155 kgf)	1855,0	2,29	4247,9

O centro de gravidade está a 2,29 metros atrás do plano de referência. Localize este ponto (1855,0 kgf; 2,29 m) no gráfico "Limites de Peso e C.G. do Avião". Se este ponto estiver dentro do envelope operacional, o carregamento satisfará os requisitos de peso e balanceamento para o vôo.

PESO DE DECOLAGEM (MÁXIMO: 2155 kgf)	1855,0	2,29	4247,9
MENOS O COMBUSTÍVEL CONSUMIDO NA SUBIDA, CRUZEIRO E DESCIDA (ESTIMADO).	-123,0	2,41	-296,4
PESO DE ATERRAGEM (MÁXIMO 2047 kgf)	1732,0	2,28	3951,5

Localize, no gráfico "Limites de Peso e C.G. do Avião" o ponto (1732,0 kgf; 2,28 m). Se este ponto estiver dentro do envelope operacional, o carregamento é considerado satisfatório para a aterragem.

É RESPONSABILIDADE DO PILOTO E DO PROPRIETÁRIO DO AVIÃO CERTIFICAREM-SE DE QUE O CARREGAMENTO DO AVIÃO ESTÁ SEMPRE DENTRO DOS LIMITES APROVADOS.

Figura 6-6. Exemplo de Carregamento

GRÁFICO DE CARREGAMENTO

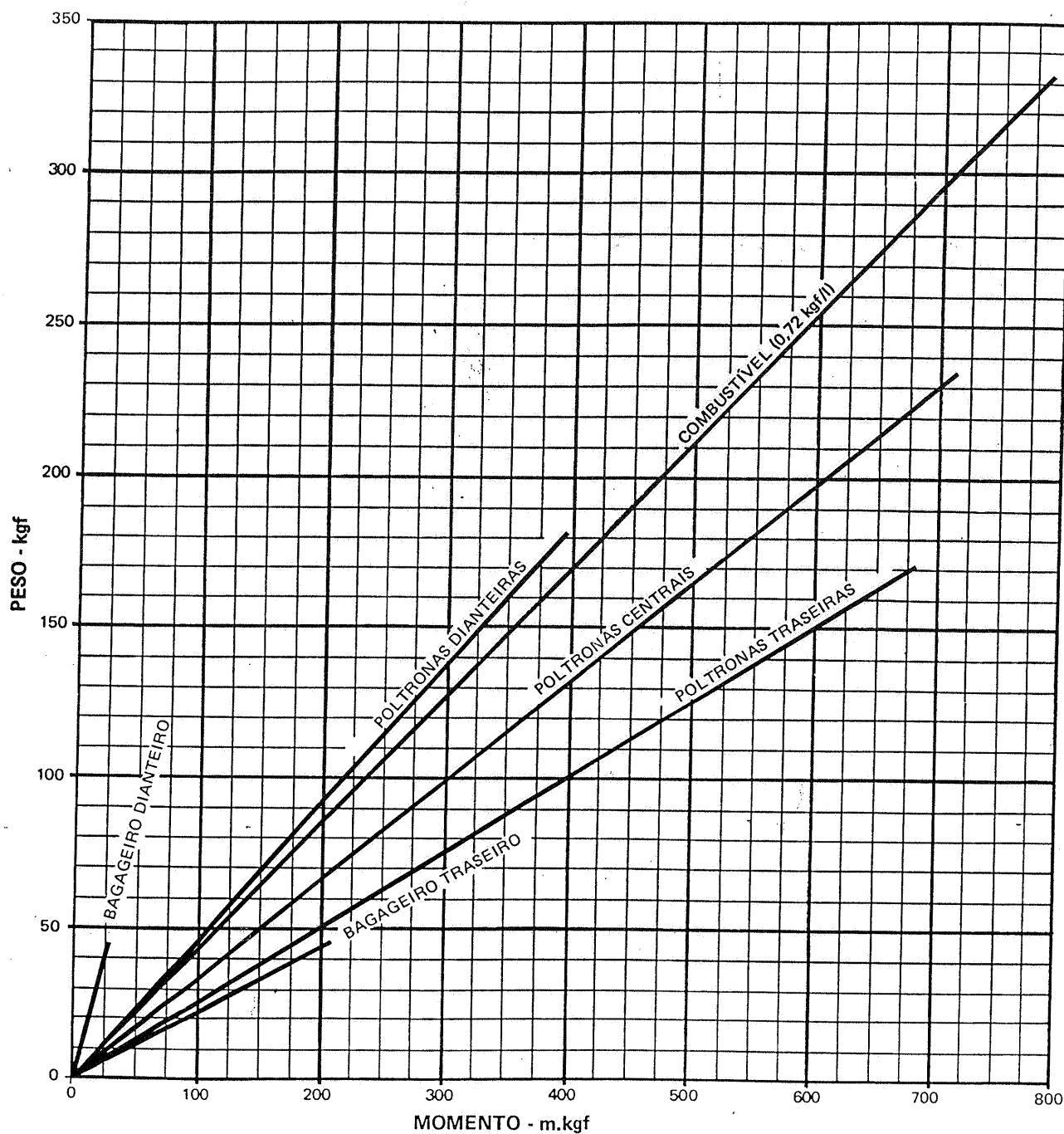



Figura 6-7. Gráfico de Carregamento

LIMITES DE PESO E C.G. DO AVIÃO

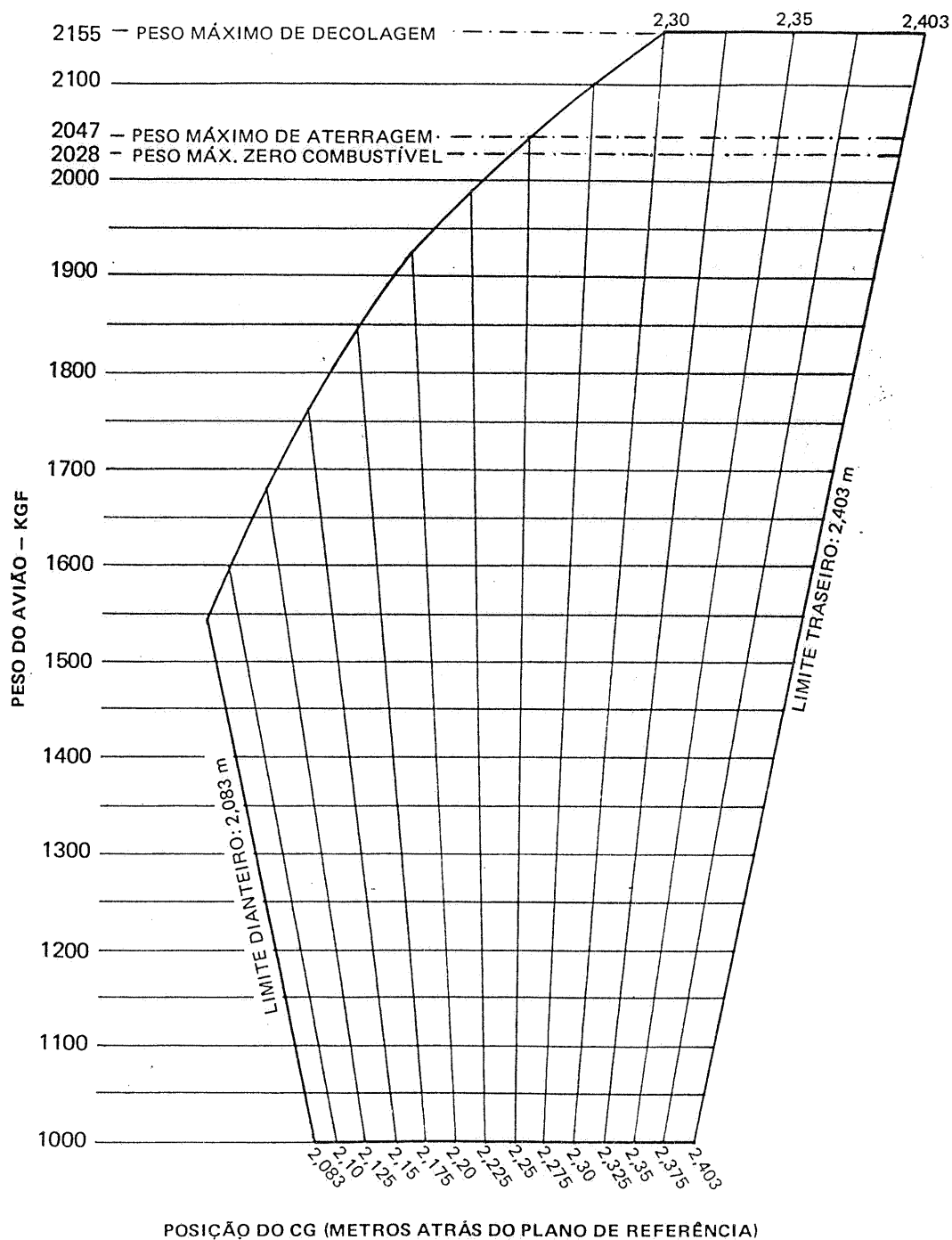



Figura 6-8. Limites de Peso e C.G. do Avião

6-11. INSTRUÇÕES PARA USO DA RÉGUA DE PESO E BALANCEAMENTO

Por meio da régua de peso e balanceamento, o piloto poderá, rapidamente:

a. Determinar o peso total e a respectiva localização do C.G. da aeronave;

b. Decidir como alterar o carregamento, o peso e o respectivo C.G. finais, caso não estejam dentro do envelope operacional aprovado.

Se deixada exposta ao sol, a régua de peso e balanceamento poderá ficar empenada, danificando-se devido ao calor. As réguas de reposição poderão ser adquiridas junto ao representante NEIVA.
Quando da entrega do avião, estarão registrados, na régua, o peso vazio básico e o respectivo C.G., os quais deverão ser corrigidos, na régua, sempre que forem alterados.
A régua de peso e balanceamento possibilita ao usuário acrescentar, graficamente, pesos com os momentos correspondentes. O efeito do acréscimo ou distribuição da carga poderá ser facilmente visualizado. A régua cobre somente condições de carregamento quando as cargas estiverem colocadas sobre as poltronas ou nos bagageiros.
Na própria régua há algumas instruções. Para utilizá-la, primeiramente, marque o ponto equivalente ao peso vazio básico e à posição do C.G. correspondente. Esse ponto poderá ser mantido, mais ou menos permanentemente, pois ele somente será afetado em caso de modificação do avião. Em seguida, posicione sobre esse ponto uma das seis fendas. Trace a lápis uma linha, ao longo da fenda, de zero até o peso que será transportado naquela localização. Posicione, então, o início da fenda seguinte sobre o final dessa linha e trace uma outra linha, representando o peso que se localizará nessa segunda posição. Quando todas as cargas tiverem assim sido representadas graficamente, o final da linha segmentada indica a carga total e a posição final do C.G. da aeronave, para a decolagem.
Caso esse ponto não esteja dentro do envelope aprovado, será necesssário diminuir o combustível, a bagagem ou o número de passageiros e/ou modificar a disposição da bagagem e dos passageiros para fazer com que o ponto final esteja dentro do envelope aprovado.
O combustível consumido e o movimento do trem de pouso não afetam significativamente o centro de gravidade.

EXEMPLO DE BALANCEAMENTO

Um exemplo demonstra o uso da régua de peso e balanceamento.
Supõe-se um peso vazio básico de 1293 kgf com o C.G. localizado a 2,12 m atrás do plano de referência.
Pretende-se transportar um piloto e cinco passageiros. Dois homens pesando, 82 kgf e 91 kgf ocuparão as poltronas dianteiras, duas mulheres pesando 52 kgf e 61 kgf ocuparão as poltronas centrais e duas crianças de 36 kgf e 45 kgf ocuparão as poltronas traseiras.
Duas malas de 11 kgf cada uma serão carregadas no bagageiro dianteiro e duas outras, pesando uma 11 kgf e outra 9 kgf, serão transportadas no bagageiro traseiro. São previstos 227 litros de combustível para o vôo. O peso de decolagem e o respectivo C.G. estarão dentro do envelope operacional aprovado?

1. Marque um ponto sobre a régua de peso e balanceamento, correspondente a 1293 kgf e 2,12 m, representando o peso vazio básico e o respectivo C.G. (veja a figura 6-9).

2. Desloque o cursor da régua de peso e balanceamento para a posição em que o ponto marcado anteriormente coincide com a posição zero da fenda para as poltronas dianteiras.
3. Trace uma linha, pela fenda, até a posição de 173 kgf (82 kgf + 91 kgf) e marque este novo ponto.
4. Mova novamente o cursor para posicionar a extremidade inferior da fenda da poltrona central, sobre aquele ponto.
5. Trace uma linha, por esta fenda, até a posição de 113 kgf (52 kgf + 61 kgf) e marque o terceiro ponto.
6. Continue a mover o cursor e a marcar os pontos para representar o peso nas poltronas traseiras 81 kgf (36 kgf + 45 kgf), bagageiro dianteiro 22 kgf, bagageiro traseiro 20 kgf e tanques de combustível 163 kgf.
7. Conforme mostra a figura 6-9, o último ponto indica o peso total de 1865 kgf, com o respectivo C.G. a 2,29 m, dentro, portanto, do envelope operacional aprovado.
8. Há disponibilidade para mais combustível.
   À medida que o combustível for sendo consumido, o ponto correspondente ao peso do avião e ao respectivo C.G. deslocar-se-á sobre a linha de combustível, mostrando com isso que o C.G. permanecerá sempre dentro do envelope operacional aprovado, até o final do vôo.

EXEMPLO DE BALANCEAMENTO

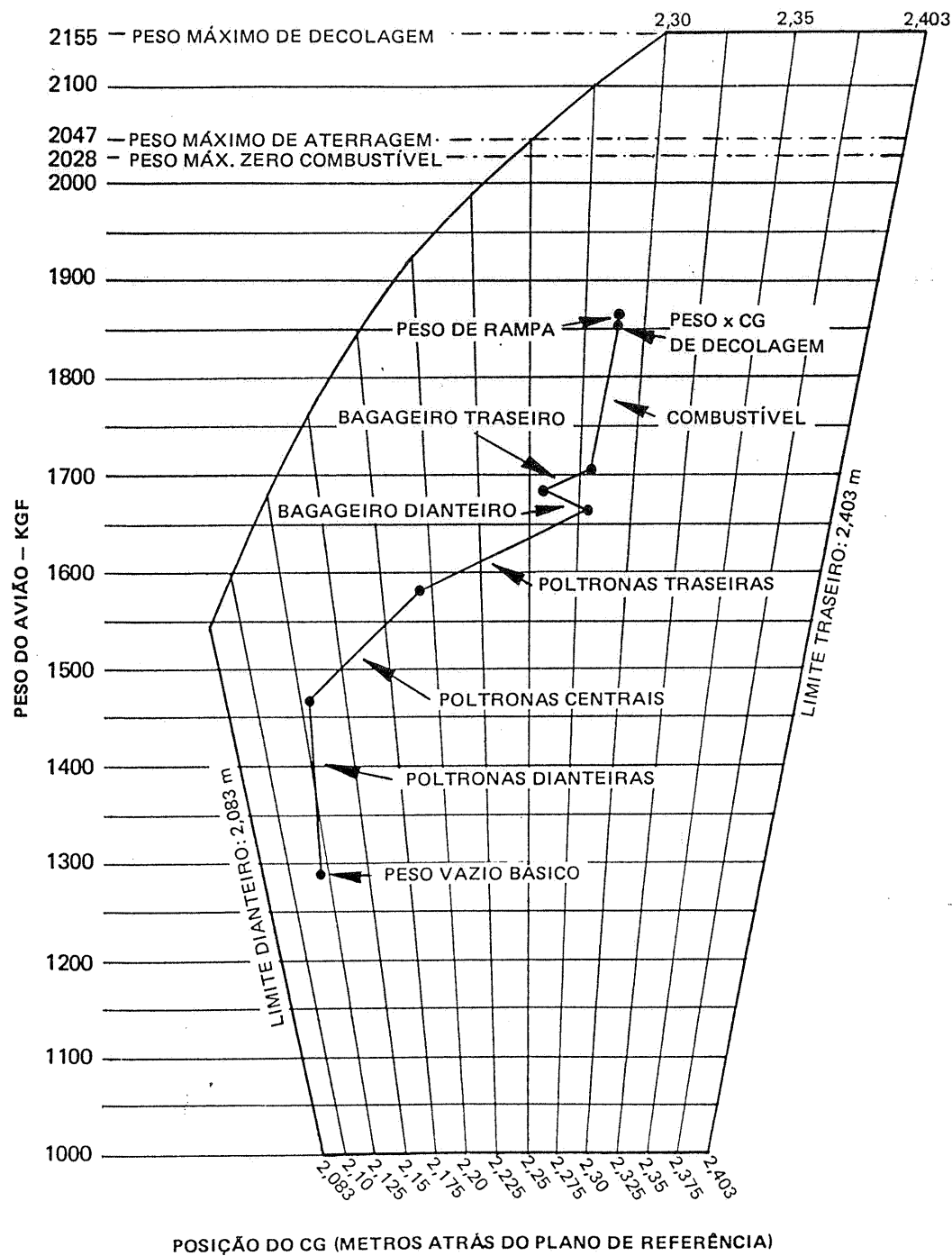



Figura 6-9. Exemplo de Balanceamento

6-13. CARTA "A" – LISTA DE VERIFICAÇÃO DO PESO VAZIO BÁSICO

Neste item é apresentada uma lista de equipamentos que podem ser instalados no EMB-810D. Compõe-se dos itens usados para definir a configuração de um avião ao ser fixado o peso vazio básico, por ocasião da entrega do avião pela fábrica. Acham-se relacionados somente aqueles itens-padrão que servem como alternativa e os exigidos pela autoridade homologadora (Divisão de Homologação do Centro Técnico Aeroespacial). Os itens assinalados com um "X" são os instalados no avião abaixo descrito, tal como entregue pelo fabricante.

CARTA A – LISTA DE VERIFICAÇÃO DE PESO VAZIO BÁSICO

PÁGINA 01 DE 14 | AVIÃO MODELO: EMB-810D | NÚMERO DE SÉRIE: | DATA DE ENTREGA | REGISTRO DE VERIFICAÇÃO (data)

SISTEMA E Nº DE ITEM	ITENS E LOCALIZAÇÃO (Agrupados por sistema)	BASE DE CERTIFICAÇÃO	STANDARD OU OPCIONAL	PESO (kgf)	BRAÇO (m)	1) MOMENTO 1	EQUIPAMENTO BÁSICO DE ENTREGA	VERIFICAÇÃO 1 No Avião	1 Na Carta C	2 No Avião	2 Na Carta C	3 No Avião	3 Na Carta C	4 No Avião	4 Na Carta C
A	HÉLICES E SEUS ACESSÓRIOS														
A-1	Duas Hélices Mc Cauley, modelo 3AF32C508/82NFA-6 (Esq.) e 3AF32C509/L82NFA-6 (Dir.)	TC P57 GL	Op	65,86	0,52	34,25									
A-2	Duas Hélices Hartzell, modelo PHC-C3YF-2KUF/FC7453 (Esq.) e PHC-C3YF-2LKUF/FJC7453 (Dir.)	SA 649 GL	Op	75,00	0,52	39,00									
A-3	Governador Hidráulico Hartzell, n.o E-3-7, Des. 37845-10 (Esq.)	TC P920	S	1,77	0,71	1,26									
A-4	Governador Hidráulico Hartzell, n.o E-3-7L, Des. 37845-11 (Dir.)	TC P920	S	1,77	0,71	1,26									
A-5	Governador Hidráulico Hartzell, n.o E-8-7L, Des. 37845-12 (Dir.)	TC P920	S	1,78	0,71	1,26									
A-6	Sistema de Sincronização de Hélice Hartzell, Des. 87719-2		S	2,27	1,26	2,86									
A-6-1	Computador Synchrophaser Hartzell, n.o C-4362-4		S	0,55	1,19	0,66									
A-7	Dois Spinners Hartzell, PS 50077-49, Des. 87294	TCA 750	Op	3,60	0,50	1,80									
A-8	Dois Spinners Hartzell, 2C4558-3, Des. 810-37033	TCA 750	Op	4,60	0,52	2,39									

1) Registre a constante usada abaixo da linha

S = Standard Op = Opcional

CARTA A – LISTA DE VERIFICAÇÃO DE PESO VAZIO BÁSICO

PÁGINA 02 DE 14 | AVIÃO MODELO: EMB-810D | NÚMERO DE SÉRIE: | DATA DE ENTREGA | REGISTRO DE VERIFICAÇÃO (data)

SISTEMA E Nº DE ITEM	ITENS E LOCALIZAÇÃO (Agrupados por sistema)	BASE DE CERTIFICAÇÃO	STANDARD OU OPCIONAL	PESO (kgf)	BRAÇO (m)	1) MOMENTO 1	EQUIPAMENTO BÁSICO DE ENTREGA	VERIFICAÇÃO 1 No Avião	1 Na Carta C	2 No Avião	2 Na Carta C	3 No Avião	3 Na Carta C	4 No Avião	4 Na Carta C
B	MOTOR E SEUS ACESSÓRIOS, SISTEMA DE COMBUSTÍVEL E														
	ÓLEO														
B-1	Dois Motores, Teledyne Continental, Turboalimentados, Injeção														
	de Combustível Mod. (Esq.) TSIO-360 KB10	TCE9CE		186,80	0,99	184,93									
	Mod. (Dir.) LTSIO-360 KB6	TCE9CE		186,80	0,99	184,93									
	Os itens abaixo estão incluídos no Peso Básico dos Motores:														
B-1-1	Instalação do Sistema de Vácuo														
	a) Duas Bombas de Vácuo, Des. 79399-2 (Airbone)		Op	2,09	1,38	2,88									
	b) Duas Bombas de Vácuo, (Edo-Aire), P/N IU128A														
B-1-2	Conjunto Escapamento Motor Continental (02)	TCE9CE	S	7,10	1,28	9,08									
B-1-3	Dois Motores de Partida, MCL-6501 (Prestolite)	TCE9CE	S	8,07	1,37	11,06									
B-1-4	Dois Filtros de Óleo, 643226 (Continental)	TCE9CE	S	2,00	1,41	2,82									
B-1-5	Válvula Over Boost, 643511-1 (Continental) (02)	TCE9CE	S	1,16	0,95	1,10									
B-1-6	Dois Filtros de Ar, 161PL (Fram)	TCA7SO	S	1,80	1,50	2,70									
B-1-7	Dois Turboalimentadores, 3AT6EE 10J2-RAJAY	TCA7SO	S	13,20	1,40	18,48									
B-1-8	Dois Turboalimentadores, 325E 10-1-RAJAY	TCA7SO	S	12,60	1,40	17,64									
B-1-9	Dois Magnetos - Motor Esq. 10-79020-118		S	5,62	1,29	7,25									
B-1-10	Dois Magnetos - Motor Dir. 10-79020-119		S	5,62	1,29	7,25									
B-1-11	Duas Bombas Injetoras Continental														
	Mod. 646758-6 (Esq.)	TCE9CE	S	1,74	0,71	1,24									
	Mod. 646758-10 (Dir).	TCE9CE	S	1,74	0,71	1,24									
B-1-12	(02) Radiador de Óleo Harrison, Motor Dir. e Esq. P/N 8542228		S	4,00	1,14	2,29									
B-1-13	(02) Radiador de Óleo Stewart Warner Motor Esq. e Dir. P/N 64880-2	TCE9CE	S	4,00	1,14	2,29									
B-1-14	Unidade Medidora Ar Combustível (Continental) 640563-6	TCE9CE	S	1,06	0,77	0,81									
B-1-15	Válvula Distribuidora Combustível (Continental) 641032-11A8)	TCE9CE	S	0,30	1,04	0,31									
B-1-16	Dois Motores Partida Energ. 646238			13,80	1,37	18,91									

1) Registre a constante usada abaixo da linha

S = Standard   Op = Opcional

CARTA A – LISTA DE VERIFICAÇÃO DE PESO VAZIO BÁSICO

PÁGINA 03 DE 14 | AVIÃO MODELO: EMB-810D | NÚMERO DE SÉRIE: | DATA DE ENTREGA

REGISTRO DE VERIFICAÇÃO (data)

SISTEMA E Nº DE ITEM	ITENS E LOCALIZAÇÃO (Agrupados por sistema)	BASE DE CERTIFICAÇÃO	STANDARD OU OPCIONAL	PESO (kgf)	BRAÇO (m)	MOMENTO 1) 1	EQUIPAMENTO BÁSICO DE ENTREGA	VERIFICAÇÃO 1 No Avião	1 Na Carta C	2 No Avião	2 Na Carta C	3 No Avião	3 Na Carta C	4 No Avião	4 Na Carta C
C	TREM DE POUSO														
C-1	CONJUNTO DO TREM DE POUSO PRINCIPAL														
C-1-1	Conjunto da Roda (2) 40-120C Cleveland Aircraft Products	TSO C-26A													
C-1-2	Conjunto do Freio (2) 30-83A Cleveland Aircraft Products	TSO C-26A	S	2,64	2,79	7,37									
C-1-3	Pneu Goodyear 6.00x6 Tipo III e 8 Lonas com Câmara (2)	TSO C-62	S	8,52	2,79	23,77									
C-2	CONJUNTO DO TREM DE NARIZ														
C-2-1	Conjunto de Roda, Cleveland 40-56B	TSO C-26A	Op	1,72	0,64	1,10									
C-2-2	Conjunto de Roda, Mac Cauley D-30625	TSO C-26B	Op	2,49	0,64	1,59									
C-2-3	Pneu Goodyear 6.00x6 Tipo III e 8 Lonas com Câmara	TSO C-62	S	4,26	0,64	2,61									
C-3	Válvula Freio Estacionamento 60-3C, Cleveland Air. Prod.		S	0,25	1,27	0,32									
C-4	Cilindro do Freio do Pedal (4)														
C-4-1	10-27 Cleveland Air. Prod.		S	0,32	1,39	0,44									
C-4-2	1700 Gar-Keny on Inst.		S	0,18	1,39	0,25									
C-5	Equipamento Hidráulico														
C-5-1	Cilindro Hidr. Trem Nariz, Des. 95108	TCA750	S	0,41	1,06	0,43									
C-5-2	Cilindro Hidr. Trem Princ., Des. 95912 (2)	TCA750	S	0,40	2,75	1,10									
C-5-3	Conj. Bomba (Prestolite) Des. 96110-2	TCA750	S	4,08	-0,01	-0,04									
C-5-4	Interruptor Pressão 211C243-12	TCA750	S	0,06	1,24	0,07									
C-5-5	Válvula de Alívio 67500	TCA750	S	0,06	1,10	0,06									
C-5-6	Válvula Emergência, P100-717	TCA750	S	0,14	1,10	0,15									
C-6	Perna Trem Pouso Principal, 39484-4/5 (2)		S	9,80	2,79	27,34									
C-7	Conj. Trem Pouso do Nariz, P/N-39461-2		S	10,20	0,65	6,63									

1) Registre a constante usada abaixo da linha

S = Standard Op = Opcional

CARTA A – LISTA DE VERIFICAÇÃO DE PESO VAZIO BÁSICO

PÁGINA 04 DE 14 | AVIÃO MODELO: EMB-810D | NÚMERO DE SÉRIE:

DATA DE ENTREGA | REGISTRO DE VERIFICAÇÃO (data)

SISTEMA E Nº DE ITEM	ITENS E LOCALIZAÇÃO (Agrupados por sistema)	BASE DE CERTIFICAÇÃO	STANDARD OU OPCIONAL	PESO (kgf)	BRAÇO (m)	MOMENTO 1) 1	EQUIPAMENTO BÁSICO DE ENTREGA	VERIFICAÇÃO 1 No Avião	1 Na Carta C	2 No Avião	2 Na Carta C	3 No Avião	3 Na Carta C	4 No Avião	4 Na Carta C
D	EQUIPAMENTO ELÉTRICO														
D-1	Luz de Navegação da Asa Direita (WHELEN A675-PG-14), Des.														
	36789-25	TSO C-30B	S	0,18	2,67	0,48									
D-2	Luz de Navegação da Asa Esquerda (WHELEN A675-PR-14), Des.														
	36789-25	TSO C-30B	S	0,18	2,67	0,48									
D-3	Luz Anticolisão (Deriva) (WHELEN A470-D-R-5(3C 31). Des.														
	36789-25		S	0,14	7,34	1,03									
D-4	Fonte de Alimentação (WHELEN A412A-HS-DF-14), Des.														
	36789-25		S	0,54	5,87	3,17									
D-5	Farol de Aterragem (2) (GE P/N 4509), Des. 96240-0		S	0,73	0,69	0,50									
D-6	Bateria 12V35A, Rebat R35		S	12,88	–0,16	–2,06									
D-7	Regulador de Voltagem (2), Des. 39603		S	0,45	1,31	0,59									
D-8	Relé de Sobrevoltagem (2), (Prestolite WIOO Div. P/N FOC-4002B)														
	PS50034-1		S	0,45	1,31	0,59									
D-9	Relé da Bateria, Des. 63880		S	0,50	–0,16	–0,08									
D-10	Relé de Partida (2), (RBM Control P/N 111-111), Des.														
	99130-2		S	0,45	1,09	0,49									
D-11	Alternador (2) (TCM P/N 641488) Prestolite ALX9425B														
	ou ALY9402 (incluido no Peso Básico do Motor Seco)		S												
D-12	Detector do Alarme de Estol (SAFE FLIGHT 186-2), Des.														
	39603		S	0,18	2,04	0,37									
D-13	Buzina de Alarme de Estol (SAFE FLIGHT 35214), Des.														
	39603		S	0,09	1,64	0,15									
D-14	Luzes de Leitura														
	A. (2) Grimes 10-0154-1 WHELEN ENG-A-325-ML-14		S	0,23	3,79	0,87									
	B. (2) Grimes 10-0154-1 WHELEN ENG-A-325-ML-14		S	0,23	2,92	0,67									

1) Registre a constante usada abaixo da linha

S = Standard Op = Opcional

CARTA A – LISTA DE VERIFICAÇÃO DE PESO VAZIO BÁSICO

PÁGINA 05 DE 14 — AVIÃO MODELO: EMB-810D — NÚMERO DE SÉRIE: — DATA DE ENTREGA — REGISTRO DE VERIFICAÇÃO (data)

SISTEMA E Nº DE ITEM	ITENS E LOCALIZAÇÃO (Agrupados por sistema)	BASE DE CERTIFICAÇÃO	STANDARD OU OPCIONAL	PESO (kgf)	BRAÇO (m)	MOMENTO 1) 1	EQUIPAMENTO BÁSICO DE ENTREGA	Verificação 1 No Avião	Verificação 1 Na Carta C	Verificação 2 No Avião	Verificação 2 Na Carta C	Verificação 3 No Avião	Verificação 3 Na Carta C	Verificação 4 No Avião	Verificação 4 Na Carta C
D	EQUIPAMENTO ELÉTRICO (Continuação)														
D-15	Tomada para Fonte Externa, Des. 95231		S	1,18	–0,20	–0,23									
D-16	Amperímetro P/N 550GPO (PAC41505)		S	0,11	1,70	0,19									
D-17	Buzina Alarme Trem, SAFE FLIGHT 02404-1	TSOC 30B	S	0,10	1,56	0,15									
D-18	Interruptor de Seleção Trem, CUTTER HAMMER 8906K 1736	TSOC 30B	S	0,04	1,72	0,07									
D-19	Luz do Bagageiro Dianteiro, Des. 66632-02	TSOC 30B	S	0,09	1,04	0,09									
D-20	Duas Bombas Elétricas de Combustível, 2B6-44 (Airbone)	TCA750	S	2,90	1,78	5,16									
D-21	Atuador Flap Elétrico PS50052-2-4 Comercial Aircraft Products		S	2,00	2,80	5,60									
D-22	Relé de Sobrevoltagem (2) Mod. OS75-14 Electrodelta Inc.		S	0,45	1,31	0,59									
D-23	Relé de Sobrevoltagem (2) x16799 - WICO		S	0,45	1,31	0,59									
D-24	Detector de Stol (Safe Flight) 186-1 Des. 39603		S	0,45	1,31	0,59									

1) Registre a constante usada abaixo da linha

S = Standard Op = Opcional

CARTA A – LISTA DE VERIFICAÇÃO DE PESO VAZIO BÁSICO

PÁGINA 06 DE 14 | AVIÃO MODELO: **EMB-810D** | NÚMERO DE SÉRIE:

SISTEMA E Nº DE ITEM	ITENS E LOCALIZAÇÃO (Agrupados por sistema)	BASE DE CERTIFICAÇÃO	STANDARD OU OPCIONAL	PESO (kgf)	BRAÇO (m)	1) MOMENTO 1	EQUIPAMENTO BÁSICO DE ENTREGA	VERIFICAÇÃO 1 No Avião	1 Na Carta C	2 No Avião	2 Na Carta C	3 No Avião	3 Na Carta C	4 No Avião	4 Na Carta C
E	**INSTRUMENTOS**														
	Instrumentos do Piloto														
E-1	Altímetro PS 50008-11-2	TSOC-10B	S	0,45	1,67	0,75									
E-2	Velocímetro PS 50049-58T	TSOC-2B	S	0,27	1,70	0,46									
E-3	Bússola Des. 67462-7	TSOC-70	S	0,41	1,78	0,73									
E-4	Pressão Admissão (duplo)														
	A- Des. 37554-0	TSOC-45	S	0,54	1,68	0,91									
	B- Des. 87374-2		S	0,54	1,68	0,91									
E-5	Indicador de Fluxo Combustível (Duplo) 37341-2	TSOC-45	S	0,45	1,68	0,85									
E-6	Indicador Temperatura dos Gases (Duplo)														
	Des. 87231-2		S	0,18	1,71	0,31									
E-7	Tacômetro Duplo 39648-6	TSOC-49a	S	0,64	1,67	1,07									
E-8	Conjunto Taco Gerador (2) Des. 87706-3		S	0,54	1,44	0,78									
E-9	Conjunto Instrumento do Motor (2)														
	Des. 39569-4		S	0,86	1,71	1,47									
E-10	Horímetro do Motor Des. 36660-2		S	0,14	1,60	0,22									
E-11	Indicador de Razão de Subida e Descida Des. - 99010-5	TSOC-8B	S	0,45	1,67	0,75									
E-12	Indicador Curva e Derrapagem 303950-113 MSN	TSOC-3B	S	0,81	1,64	1,32									
E-13	Relógio AT4210PO		S	0,18	1,71	0,31									
E-14	Indicador Temperatura Ar Externo														
	Des. 87240		S	0,06	1,83	0,11									
	Instrumentos do Co-Piloto														
E-15	Altímetro PS 50008-11-2	TSOC-10B	S	0,45	1,67	0,75									
E-16	Velocímetro PS 50049-58T	TSOC-2B	S	0,27	1,70	0,46									
E-17	Giro Atitude Des. 99002-3	TSOC-4C	S	1,00	1,64	1,64									
E-18	Giro Direcional Des. 99003-3	TSOC-5C	S	1,18	1,64	1,94									
E-19	Indicador Curva e Derrapagem 303950-113 MSN	TSOC-3B	S	0,81	1,64	1,32									

DATA DE ENTREGA | REGISTRO DE VERIFICAÇÃO (data)

1) Registre a constante usada abaixo da linha

S = Standard Op = Opcional

CARTA A – LISTA DE VERIFICAÇÃO DE PESO VAZIO BÁSICO

PÁGINA 07 DE 14 | AVIÃO MODELO: EMB-810D | NÚMERO DE SÉRIE: | DATA DE ENTREGA | REGISTRO DE VERIFICAÇÃO (data)

SISTEMA E Nº DE ITEM	ITENS E LOCALIZAÇÃO (Agrupados por sistema)	BASE DE CERTIFICAÇÃO	STANDARD OU OPCIONAL	PESO (kgf)	BRAÇO (m)	1) MOMENTO 1	EQUIPAMENTO BÁSICO DE ENTREGA	VERIFICAÇÃO 1 No Avião	VERIFICAÇÃO 1 Na Carta C	VERIFICAÇÃO 2 No Avião	VERIFICAÇÃO 2 Na Carta C	VERIFICAÇÃO 3 No Avião	VERIFICAÇÃO 3 Na Carta C	VERIFICAÇÃO 4 No Avião	VERIFICAÇÃO 4 Na Carta C
E	INSTRUMENTOS (Cont.)														
E-20	Indicador de Razão de Subida e Descida Des. 99010-5	TSOC-8B	S	0,45	1,67	0,75									
E-21	Amplificador do Detector de Fluxo 1D755	TSOC-6c,C9c													
		C52a	Op	0,82	1,36	1,12									
E-22	Detector de Fluxo 1B495-4 Edo-Aire	TSOC-Gc	Op	0,20	1,13	0,23									
E-23	Indicador de Sucção 3200-1		S	0,26	1,71	0,44									
E-24	Detector Magnético de Fluxo King KTM 112	TSOC6c	Op	0,13	1,13	0,14									
E-25	Acoplador da Bússola Giromagnética, King KA 51B	TSOC6c	Op	0,09	1,62	0,14									
E-26	Tacômetro, PS 50048-13-1		Op	0,78	1,65	1,28									
E-27	Giro Direcional, King KG 102A		Op	2,17	5,46	11,84									
E-28	Tacômetro Rochester Gauges Inc. PS-50172-1-1		Op	0,50	1,65	0,82									
E-29	Indicador de Sucção 810-99480-00			0,20	1,71	0,34									
E-30	Altímetro Codificador	TSOC10b-C88	Op	0,82	1,60	1,31									
E-31	Giro Direcional IU262-003-14	TSOC62	Op	2,04	1,64	3,35									
E-32	Giro Direcional RCA 11A-15	TSO C5c	Op	1,40	1,64	2,95									

1) Registre a constante usada abaixo da linha

S = Standard Op = Opcional

REV. 5 – JUN 84

CARTA A – LISTA DE VERIFICAÇÃO DE PESO VAZIO BÁSICO

PÁGINA 08 DE 14 | AVIÃO MODELO: EMB-810D | NÚMERO DE SÉRIE: | DATA DE ENTREGA | REGISTRO DE VERIFICAÇÃO (data)

SISTEMA E Nº DE ITEM	ITENS E LOCALIZAÇÃO (Agrupados por sistema)	BASE DE CERTIFICAÇÃO	STANDARD OU OPCIONAL	PESO (kgf)	BRAÇO (m)	1) MOMENTO 1	EQUIPAMENTO BÁSICO DE ENTREGA	VERIFICAÇÃO 1 No Avião	1 Na Carta C	2 No Avião	2 Na Carta C	3 No Avião	3 Na Carta C	4 No Avião	4 Na Carta C
F	DIVERSOS														
F-1	Cinto Segurança Dianteiro (2) PS 50039-4-2 A	TSOC-22F	S	0,82	2,21	1,81									
F-2	Cinto Segurança Central (2) PS 50039-4-28	TSOC-22F	S	0,73	3,12	2,28									
F-3	Cinto Segurança Traseiro (2) PS 50039-4-30	TSOC-22F	S	0,73	4,14	3,02									
F-4	Cinto Inercial de Ombro, Assentos Diant. (2), PS 50039-4-21		S	0,59	3,05	1,80									
F-5	Tanques Intermediários Des. 87229	TSOC-8a	S	2,81	2,38	6,69									
F-6	Sistema Ventilação Solo Des. 78630		S	3,67	5,27	19,34									
F-7	Isolamento Acústico da Cabine Des. 87701-801		S	10,98	2,72	29,87									
F-8	Assento do Piloto c/ Regulagem Vertical P/N 89026-4		S	9,12	2,15	19,61									
F-9	Assento Co-Piloto c/ Regulagem Vertical P/N 89026-5		S	9,12	2,14	19,52									
F-10	Alça de Apoio Interno 79455		S	0,14	3,05	0,43									
F-11	Extintor de Incêndio														
	A- 87269-2 (Graviner HA 1014-01)		S	2,54	1,60	4,06									
	B- EB-148		S	2,09	1,42	2,97									
F-12	Garfo de Reboque Des. 96331-0		S	2,00	0,20	0,40									
F-13	Assento Central (2) Des. 89036-2		Op	7,70	3,03	23,33									
F-14	Assento Traseiro Esquerdo Des. 89046-2		Op	6,28	4,00	25,12									
F-15	Assento Traseiro Direito Des. 89046-4		Op	6,28	4,00	25,12									
F-16	Estojo Primeiros Socorros Johnson		S	0,32	1,85	0,59									
F-17	Cinto Inercial de Ombro, Assentos Traseiros (2), PS 50039-4-19		S	0,59	4,57	2,69									

1) Registre a constante usada abaixo da linha

S = Standard Op = Opcional

CARTA A – LISTA DE VERIFICAÇÃO DE PESO VAZIO BÁSICO

PÁGINA 09 DE 14 | AVIÃO MODELO: EMB-810D | NÚMERO DE SÉRIE: | DATA DE ENTREGA | REGISTRO DE VERIFICAÇÃO (data)

SISTEMA E Nº DE ITEM	ITENS E LOCALIZAÇÃO (Agrupados por sistema)	BASE DE CERTIFICAÇÃO	STANDARD OU OPCIONAL	PESO (kgf)	BRAÇO (m)	MOMENTO 1) 1	EQUIPAMENTO BÁSICO DE ENTREGA	VERIFICAÇÃO 1 No Avião	VERIFICAÇÃO 1 Na Carta C	VERIFICAÇÃO 2 No Avião	VERIFICAÇÃO 2 Na Carta C	VERIFICAÇÃO 3 No Avião	VERIFICAÇÃO 3 Na Carta C	VERIFICAÇÃO 4 No Avião	VERIFICAÇÃO 4 Na Carta C
G	EQUIPAMENTO ELÉTRICO (OPCIONAL)														
G-1	Luz de Navegação Asa/Deriva com Anti-Colisão Branca (Asa Direita), WHELEN W-1285-PG		Op	0,23	2,67	0,61									
G-2	Luz de Navegação Asa/Deriva com Anti-Colisão Branca (Asa Esquerda), WHELEN W-1285-PR		Op	0,23	2,67	0,61									
G-3	Luz de Navegação Estroboscópica (Asa Direita), WHELEN A600-PG-D-M-R-14		Op	0,23	2,67	0,61									
G-4	Luz de Navegação Estroboscópica (Asa Esquerda) WHELEN A600-PR-D-M-R-14		Op	0,23	2,67	0,61									
G-5	Fonte de Alimentação, WHELEN A413-A-HDA-DF-14 (Usado com Anti-Colisão de Ponta de Asa e Deriva)		Op	1,36	5,87	7,98									
G-6	Acendedor de Cigarros, TTM10-19, 12V Universal		Op	0,09	1,72	0,15									
G-7	Cabo da Tomada de Fonte Externa, Des. 62355-2		Op	2,09	0,84	1,76									
G-8	Horímetro Janitrol Rochester Gauges P/N 3000-00005		Op	0,10	5,46	0,54									

1) Registre a constante usada abaixo da linha

S = Standard Op = Opcional

CARTA A – LISTA DE VERIFICAÇÃO DE PESO VAZIO BÁSICO

DATA DE ENTREGA

REGISTRO DE VERIFICAÇÃO (data)

PÁGINA ..10.. DE ..14.. AVIÃO MODELO: EMB - 810D NÚMERO DE SÉRIE:

SISTEMA E Nº DE ITEM	ITENS E LOCALIZAÇÃO (Agrupados por sistema)	BASE DE CERTIFICAÇÃO	STANDARD OU OPCIONAL	PESO (kgf)	BRAÇO (m)	MOMENTO 1) 1	EQUIPAMENTO BÁSICO DE ENTREGA	VERIFICAÇÃO 1 No Avião	1 Na Carta C	2 No Avião	2 Na Carta C	3 No Avião	3 Na Carta C	4 No Avião	4 Na Carta C
H	PILOTO AUTOMÁTICO (OPCIONAL)														
H-1	Piloto Automático Century 41, Des. 39795	STCSA													
		3371SW-D	Op	10,98	3,71	40,73									
H-1-1	Indicador de Horizonte 52D267		Op	1,27	1,63	2,07									
H-1-2	Indicador de Curso NSD-360A (52D137-1333)		Op	1,86	1,63	3,03									
H-1-3	Painel Programador 1C771		Op	0,32	1,61	0,52									
H-1-4	Computador de Vôo 1D757-1006007		Op	3,18	5,40	17,17									
H-1-5	Computador de Vôo 1D757-0006007		Op	3,18	5,40	17,17									
H-1-6	Painel Anunciador 1C774		Op	0,18	1,61	0,29									
H-1-7	Diretor de Vôo 52C77-4		Op	1,68	1,62	2,72									
H-1-8	Compensador Elétrico 1C373-6-487		Op	1,18	4,54	5,36									
H-2	Piloto Automático King KFC-150														
H-2-1	Computador de Vôo - Controlador King KC192	C9cC52b	Op	1,13	1,60	1,80									
H-2-2	Indicador Diretor de Vôo King, KI256	C4cC52b	Op	1,49	1,64	2,44									
H-2-3	Indicador Navegação Pictorial - King KI525A	TSOC6c	Op	1,78	1,60	2,84									
H-2-4	Pitch-Servo-King KS270A P/N 065-0059-03		Op	0,99	6,51	6,44									
H-2-5	Roll-Servo-King KS271A		Op	0,99	3,05	3,01									
H-2-6	Trim-Servo-King KS272A		Op	0,99	4,87	4,82									
H-3	Piloto Automático Century III AK-561														
H-3-1	Trim-Servo, 1C373-6-487		Op	1,18	4,54	5,35									
H-3-2	Ampl. Eletr. Servo, IC709-5	TSOC9c	Op	0,27	2,85	0,20									
H-3-3	Cabos		Op	0,27	2,14	0,57									
H-3-4	Giro Atitude - 52D67	TSOC4C-TYPE1	Op	1,22	1,63	1,98									
H-3-5	Indicador Curso NSI 52D137-1333	TSOC6C9C52A	Op	1,80	1,63	3,03									
H-3-6	Servo Aileron, 1C363-1-487R		Op	1,00	3,05	3,05									
H-3-7	Servo Profundor, 1C598-1-487P		Op	1,00	2,97	2,97									

1) Registre a constante usada abaixo da linha

S = Standard   Op = Opcional

CARTA A – LISTA DE VERIFICAÇÃO DE PESO VAZIO BÁSICO

PÁGINA ....11... DE ..14..... AVIÃO MODELO: EMB - 810D NÚMERO DE SÉRIE:

DATA DE ENTREGA

REGISTRO DE VERIFICAÇÃO (data)

SISTEMA E Nº DE ITEM	ITENS E LOCALIZAÇÃO (Agrupados por sistema)	BASE DE CERTIFICAÇÃO	STANDARD OU OPCIONAL	PESO (kgf)	BRAÇO (m)	MOMENTO 1) 1	EQUIPAMENTO BÁSICO DE ENTREGA	VERIFICAÇÃO 1 No Avião	1 Na Carta C	2 No Avião	2 Na Carta C	3 No Avião	3 Na Carta C	4 No Avião	4 Na Carta C
H	PILOTO AUTOMÁTICO (OPCIONAL) (Cont.)														
H-3-8	Amplificador, 1C515-1		Op	1,60	2,85	4,56									
H-3-9	Controlador de Altitude, IC-407		Op	0,38	1,63	0,61									
H-3-10	Console, 1C404		Op	0,60	1,65	0,99									
H-3-11	Relé Comutador, 1A526		Op	0,12	1,63	0,19									
H-3-12	Cabos		Op	0,73	1,63	1,18									
H-3-13	Acoplador de Rádio, 1C388-2		Op	0,38	1,43	0,54									
H-3-14	Acoplador G/S 1C493		Op	0,34	1,43	0,48									
H-3-15	Filtro de Ruído 1A479		Op	0,70	1,43	1,00									

1) Registre a constante usada abaixo da linha

S = Standard Op = Opcional

CARTA A – LISTA DE VERIFICAÇÃO DE PESO VAZIO BÁSICO

DATA DE ENTREGA	REGISTRO DE VERIFICAÇÃO (data)			

PÁGINA 12 DE 14 | AVIÃO MODELO: EMB-810D | NÚMERO DE SÉRIE:

SISTEMA E Nº DE ITEM	ITENS E LOCALIZAÇÃO (Agrupados por sistema)	BASE DE CERTIFICAÇÃO	STANDARD OU OPCIONAL	PESO (kgf)	BRAÇO (m)	MOMENTO 1) 1	EQUIPAMENTO BÁSICO DE ENTREGA	VERIFICAÇÃO 1 No Avião	1 Na Carta C	2 No Avião	2 Na Carta C	3 No Avião	3 Na Carta C	4 No Avião	4 Na Carta C
I	EQUIPAMENTO DE RÁDIO (OPCIONAL)														
I-1	Transceptor de Comunicação, COLLINS, VHF-251S, Duplo	TSO C-37B													
		TSO C-38B	Op	3,67	1,57	5,78									
I-2	Receptor de Navegação, VIR-351, Duplo	TSO C-40A													
		TSO C-36C	Op	3,58	1,58	5,68									
I-3	Indicador VOR/LOC, COLLINS, IND-350A, Simples	TSO C-40A													
		TSO C-36C	Op	0,45	1,66	0,75									
I-4	Receptor de Glide Slope, Collins, GLS-350 (Inclui Ant. e Cabo)	TSO C-34C	Op	1,63	2,20	3,60									
I-5	ADF Duplo, Receptor e Antena RCR-650A	TSO C-41C	Op	2,89	2,96	8,55									
I-6	Painel de Audio/Marker, Collins, AMR-350H (Inclui Ant. e Cabos)	TSO C-35B													
		TSO C-50B	Op	1,50	3,15	4,71									
I-7	Transponder TDR-950, COLLINS (Inclui Antenas e Cabos)	TSO C-74C	Op	1,27	1,59	2,02									
I-8	Sistema de Radar - Bendix - RDS-81														
I-8-1	Indicador Radar - Bendix - 8095537-8101	TSO C63b-D0160A	Op	3,98	1,65	6,57									
I-8-2	Antena Radar - Bendix - P/N 3614165 - 5510	TSO C63b-D0160A	Op	0,33	–0,42	–0,14									
I-8-3	Sensor do Radar - Bendix - 8095536-8101	TSO C63b-D8160A	Op	4,68	–0,42	–1,97									
I-8-4	Conversor P/28V RB 125		Op	0,68	–0,01	–0,01									
I-9	Radar Meteorológico, RDR-160, BENDIX, Des. 37916	TSO C-63B													
I-9-1	Receptor-Transmissor e Antena ART-161A		Op	4,50	–0,42	–1,89									
I-9-2	Indicador, IN-152A		Op	2,50	1,65	4,13									
I-10	MICROFONE	TCA 7SO													
	Telex Communication Inc. 62800-05 – MOD 100T (2)		Op	0,14	1,80	0,25									
	Telex Communication Inc. 62800-001 – MOD 100T (2)		Op	0,14	1,80	0,25									
	68856-12		Op	0,14	1,80	0,25									
I-11	Alto Falante de Cabine, 99820-3	TCA 7SO	Op	0,36	2,17	0,78									
I-12	SISTEMA DE HF, COLLINS, HF-230														

1) Registre a constante usada abaixo da linha

S = Standard   Op = Opcional

CARTA A – LISTA DE VERIFICAÇÃO DE PESO VAZIO BÁSICO

PÁGINA 13 DE 14 — AVIÃO MODELO: EMB - 810D — NÚMERO DE SÉRIE:

DATA DE ENTREGA

REGISTRO DE VERIFICAÇÃO (data)

SISTEMA E Nº DE ITEM	ITENS E LOCALIZAÇÃO (Agrupados por sistema)	BASE DE CERTIFICAÇÃO	STANDARD OU OPCIONAL	PESO (kgf)	BRAÇO (m)	MOMENTO 1) 1	EQUIPAMENTO BÁSICO DE ENTREGA	VERIFICAÇÃO 1 No Avião	VERIFICAÇÃO 1 Na Carta C	VERIFICAÇÃO 2 No Avião	VERIFICAÇÃO 2 Na Carta C	VERIFICAÇÃO 3 No Avião	VERIFICAÇÃO 3 Na Carta C	VERIFICAÇÃO 4 No Avião	VERIFICAÇÃO 4 Na Carta C
I	**EQUIPAMENTO DE RÁDIO (OPCIONAL) (Cont.)**														
I-12-1	Transceptor de HF, COLLINS, TCR-200, 622-2882-001	TSOC-31	Op	3,09	5,40	16,69									
		TSOC-32	Op	2,94	5,20	15,29									
I-12-2	Unidade de Potência, COLLINS, PWR-200, 622-2883-001	TSOC31 e C32	Op	3,17	5,26	16,67									
I-12-3	Acoplador de Antena, COLLINS, AAC-200, 622-2884-001	TSOC31 e C32	Op	4,53	5,40	24,46									
I-12-4	Caixa de Controle, COLLINS MCTL-200, 622-2885-001	TSOC31	Op	0,50	1,61	0,81									
		TSOC32	Op	0,45	1,70	0,77									
I-12-5	Antena de HF, Embraer, 810-11107-00		Op	0,50	4,83	2,42									
I-13	Sistema Elt Dorner & Margolin, DMELT-8,	TSOC91	Op	1,36	6,77	9,20									
	Des. EMB-810-99891-00														
I-14	Fone de Ouvido DAM Mod. SC-321, P/N 61650-03(2)		Op	0,5	2,15	1,07									
I-15	Radar Meteorológico KWX56 King Des. 87515	TSOC63b	Op												
I-15-1	Receptor - Transmissor /Ant. KA126		Op	4,30	–0,42	–1,80									
I-15-2	Indicador KI 244		Op	3,90	1,65	6,43									
I-15-3	Conversor P/28V RB 125		Op	0,68	0,01	0,01									
I-16	Transcep. Com., R. NAV. (Duplos) e Recep. GS-King KX 165		Op	2,56	1,58	4,04									
I-17	Indicador VOR/LOC. King KI 202		Op	0,59	1,65	0,97									
I-18	Recep. ADF (Duplo), King KR 87	TSOC41c	Op	5,18	1,56	8,08									
I-19	Painel Áudio/Marker Beacon King KMA 24	TSOC 35d	Op	0,77	1,63	1,25									
I-20	Transponder King KT 76A	TSOC74b	Op	1,40	1,56	2,18									
I-21	Indicador, DME King KN62A	TSOC66a	Op	1,18	1,58	1,86									
I-22	Radar Meteorológico RDR-160XD. Bendix Des . 37916	TSOC63b	Op												
I-23	Receptor - Transmissor e Antena ART-161A		Op	4,50	–0,42	–1,89									
I-24	Indicador, IN-232A	TCA7SO	Op	4,50	1,65	7,42									

1) Registre a constante usada abaixo da linha

S = Standard Op = Opcional

CARTA A – LISTA DE VERIFICAÇÃO DE PESO VAZIO BÁSICO

PÁGINA 14 DE 14 | AVIÃO MODELO: EMB-810D | NÚMERO DE SÉRIE: | DATA DE ENTREGA | REGISTRO DE VERIFICAÇÃO (data)

SISTEMA E Nº DE ITEM	ITENS E LOCALIZAÇÃO (Agrupados por sistema)	BASE DE CERTIFICAÇÃO	STANDARD OU OPCIONAL	PESO (kgf)	BRAÇO (m)	MOMENTO 1) 1	EQUIPAMENTO BÁSICO DE ENTREGA	VERIFICAÇÃO 1 No Avião	VERIFICAÇÃO 1 Na Carta C	VERIFICAÇÃO 2 No Avião	VERIFICAÇÃO 2 Na Carta C	VERIFICAÇÃO 3 No Avião	VERIFICAÇÃO 3 Na Carta C	VERIFICAÇÃO 4 No Avião	VERIFICAÇÃO 4 Na Carta C
J	DIVERSOS (OPCIONAL)														
J-1	Sétimo Assento (com cintos de segurança), 78108-12		Op	4,17	3,11	12,97									
J-2	Descansa Braço - Assentos Traseiros		Op	1,18	3,86	4,55									
J-3	Apoio de Cabeça Dianteiro (2) P/N 89028-2		Op	0,62	2,53	1,57									
J-4	Apoio de Cabeça Central (2) P/N 89028-2		Op	0,70	3,36	2,35									
J-5	Apoio de Cabeça Traseiro (2) P/N 89028-2		Op	0,62	4,36	2,70									
J-6	Instalação de Cortinas, 39760-3		Op	2,36	3,65	8,61									
J-7	Interior Luxuoso, Des. 67954-3		Op	11,34	3,05	34,59									
J-8	Sistema de Oxigênio Scott Aviation MK III (Inclui uma máscara com microfone) Des. 37684 (montado em cima do sétimo assento) SCOTT 802180-00		Op	18,60	2,87	53,38									
J-9	Sistema de Oxigênio Scott Aviation MK III (Inclui uma máscara com microfone) Des. 37825-4 (Montado no lugar do console de refrigerantes) Scott 802180-06		Op	18,87	2,87	54,16									
J-10	Console de Refrigerantes Des. 79750		Op	3,18	3,03	9,62									
J-11	Mesa de Escrever Executiva – Des. 36800-2		Op	1,77	3,51	6,21									
J-12	Suporte do Sistema de Oxigênio, Des. 74770-11		Op	0,95	2,87	2,73									
J-13	Aquecedor Janitrol, Des. 37164-4	TCA 750	S	11,11	5,46	60,66									

1) Registre a constante usada abaixo da linha

S = Standard Op = Opcional

SEÇÃO 7

DESCRIÇÃO E OPERAÇÃO DA AERONAVE E DE SEUS SISTEMAS

ÍNDICE

Parágrafo **Página**

SEÇÃO 7

DESCRIÇÃO E OPERAÇÃO DA AERONAVE E DE SEUS SISTEMAS

7-1. O AVIÃO

O EMB-810D é um avião bimotor de asa baixa e trem de pouso retrátil, inteiramente metálico, turboalimentado, com acomodações para um máximo de 7 ocupantes e possui dois bagageiros separados, com capacidade de 45 kgf (100 lb) cada um.

7-3. ESTRUTURA

A estrutura primária é de liga de alumínio, com exceção dos berços dos motores, que são de aço, do nariz e do bordo de ataque da nacele, que são de fibra de vidro e das extremidades em termoplástico ABS (pontas das asas, deriva, leme e profundor). É proibida a execução de manobras acrobáticas com este avião, uma vez que sua estrutura não foi projetada para cargas de acrobacia.
A fuselagem é de estrutura semimonocoque e incorpora uma porta dianteira para a tripulação, no lado direito, e outra para passageiros, no lado esquerdo da parte traseira. Há uma porta para carga instalada atrás da porta dos passageiros. As duas portas traseiras podem ser abertas para possibilitar a introdução de cargas de maior volume. O acesso ao bagageiro situado no nariz é obtido através de uma porta situada no seu lado esquerdo.
A asa é de concepção convencional e emprega um perfil laminar NACA 65_2-415. A longarina principal está localizada à, aproximadamente, 40% da corda da asa, a partir do bordo de ataque. As asas são fixadas à fuselagem pela inserção das extremidades reforçadas da longarina principal na longarina-caixão a qual é parte integrante da estrutura da fuselagem. A fixação das extremidades das longarinas das asas, por meio de parafusos à longarina-caixão (localizada sob as poltronas centrais), proporciona, com efeito, uma longarina principal contínua. As asas também estão fixadas à frente e atrás da longarina principal, por meio de uma longarina auxiliar dianteira e de uma longarina auxiliar traseira. A longarina traseira, além de suportar as cargas de torque e de arrasto, serve de suporte aos flapes e ailerons. Cada asa possui três tanques de combustível interligados, os quais são abastecidos através de um único bocal localizado no lado externo da nacele do motor.
A empenagem compõe-se de uma deriva, de um profundor (integralmente móvel) e de um leme de direção. O profundor incorpora um compensador anti-servo, que proporciona maior estabilidade e equilíbrio longitudinais. Esse compensador se move na mesma direção do estabiprofundor, porém, com um curso mais avançado. O compensador anti-servo, aumenta a eficiência do leme.

7-5. MOTORES

O EMB-810D está equipado com dois motores Teledyne Continental, turboalimentados, de seis cilindros, com potencia máxima contínua de 200 HP cada um, a 2600 RPM ao nível do mar, e 220 HP a 2800 RPM na decolagem, limitado em cinco minutos. Os motores são refrigerados a ar,

possuem injeção direta de combustível e estão equipados com radiadores com sistema de derivação à baixa temperatura e filtros de óleo incorporados ao motor. Uma placa de adaptação para operação em clima frio é utilizada para restringir o fluxo do ar durante a operação no inverno (veja, na Secão 8, "Adaptação para Operação em Clima Frio"). A tração assimétrica durante a decolagem e subida é eliminada pela contra-rotação dos motores: o motor esquerdo girando em sentido horário e o direito, em sentido anti-horário (quando visto da cabine).

O acesso aos motores é obtido por intermédio de painéis removíveis existentes em ambos os lados da capota de cada motor. Os berços dos motores são de estrutura tubular de aço e incorporam amortecedores dinafocais que reduzem a vibração.

Um turbocompressor Ray-Jay, instalado em cada motor, é operado pelos gases de escapamento. Estes fazem girar um rotor da turbina que, por sua vez, aciona um compressor de ar. O ar de indução é comprimido e distribuido pelas tubulações de ar do motor, enquanto que os gases de escapamento, que acionam o compressor, são expelidos. O ar de indução do motor é captado através da capota, sendo então filtrado e depois enviado à entrada do turbocompressor.

Cada cilindro do motor é alimentado com ar pressurizado, desde operações ao nível do mar até a altitude máxima de operação. A válvula de alívio protege o motor, impedindo que a pressão exceda, inadvertidamente, 42 pol Hg. A pressão de 40 pol Hg. é, manualmente, ajustada pelas manetes de potência. O orifício de derivação do turbocompressor é pré-ajustado para 40 pol Hg quando em altitude de 12000 pés, com potência máxima e 2600 RPM.

A caixa de ar do filtro de entrada incorpora uma válvula de duas vias operada por comando manual, para permitir que o ar de indução passe no compressor através do filtro, ou se desvie do filtro e forneça ar aquecido diretamente ao turbocompressor. No caso de a fonte primária de ar ficar bloqueada, a entrada de ar alternativo é aberta automaticamente. A seleção de ar alternativo assegura o fluxo do ar de indução, caso o filtro esteja bloqueado. Uma vez que o ar é aquecido, o sistema alternativo de ar oferece proteção contra o bloqueio no sistema de indução causado por neve ou gelo, ou ainda pelo congelamento da umidade acumulada no filtro de ar de indução. O ar alternativo não é filtrado; portanto, não deve ser utilizado no solo, onde a poeira ou outro agente contaminador poderá penetrar no sistema. A fonte primária de ar (através do filtro) deve sempre ser utilizada nas decolagens.

O sistema de injeção de combustível incorpora um sistema de dosagem que mede a proporção em que o ar turbocomprimido está sendo usado pelo motor e distribui combustível aos cilindros de forma proporcional. O combustível é fornecido à bomba injetora numa proporção superior à necessidade do motor. O excesso de combustível retorna ao tanque pela linha de retorno de vapor. O sistema de injeção de combustível é do tipo "fluxo contínuo".

Para obter máxima eficiência e maior vida útil dos motores entre as revisões, siga os procedimentos recomendados no "Teledyne Continental Operator's Manual", fornecido com o avião.

Os comandos do grupo motopropulsor são constituídos de uma manete de Potência, uma manete de Hélice e uma manete de Mistura para cada motor.

Esses comandos estão localizados na caixa de manetes, situada na parte inferior central do painel de instrumentos, ao alcance tanto do piloto como do co-piloto. Nos comandos são utilizados cabos revestidos de teflon, a fim de reduzir atritos e emperramentos.

As manetes de potência são utilizadas para ajustar a pressão de admissão. Incorporam um microinterruptor da buzina de alarme de trem de pouso não travado embaixo, que é atuado durante o último trecho do curso de manetes de potência, no sentido da posição "MIN". Se o trem de pouso não estiver travado embaixo, a buzina de alarme soará enquanto tal condição persistir, ou até que o regime de potência seja aumentado. Esse dispositivo de segurança evita que o piloto inadvertidamente,

execute uma aterragem com o trem de pouso recolhido.

Sempre que operar as manetes de potência, procure fazê-lo de maneira suave, sem movimentos rápidos, para permitir que a rotação do turbocompressor estabilize e para evitar desgaste desnecessário dos motores, ou danificá-los.

As manetes de hélice são utilizadas para ajustar a rotação das hélices, desde a máxima RPM até o embandeiramento.

Às manetes de mistura são utilizadas para ajustar a relação de ar/combustível. O corte do motor é executado, colocando-se a manete de mistura na posição "CORTE".

O ajuste de fricção das manetes, situado no lado direito da caixa de manetes, pode ser ajustado para aumentar ou diminuir o esforço no acionamento das manetes de potência, hélice e de mistura, ou ainda travá-las na posição selecionada.

Os comandos da entrada alternativa de ar estão localizados no pedestal de comandos, abaixo da caixa de manetes. Quando uma alavanca da entrada alternativa está na posição "FECHA", o motor opera com ar filtrado. Quando a alavanca está na posição "ABRE", o motor opera com ar aquecido, não filtrado. Caso a fonte primária de ar esteja bloqueada, a sucção na entrada de ar seleciona automaticamente, o ar aquecido não filtrado.

As alavancas dos flapes de refrigeração (figura 7-1), localizadas abaixo da caixa de manetes, são usadas para regular o ar refrigerado para os motores. As alavancas têm três posições: "ABRIR", "FECHAR", além de uma posição intermediária. Uma trava incorporada à cada alavanca de comando mantém o flape de refrigeração na posição selecionada. Para operar os flapes de refrigeração, pressione a trava e mova a alavanca em direção à posição desejada. Solte a trava depois do movimento inicial e continue a deslocar a alavanca.

O comando ficará parado e travado na próxima posição. A trava deve ser pressionada cada vez que for necessário selecionar uma nova posição para os flapes de refrigeração. A posição intermediária é usada nas operações de subida e monomotor. A posição "ABRIR" é utilizável quando o motor estiver com temperaturas acima do normal.

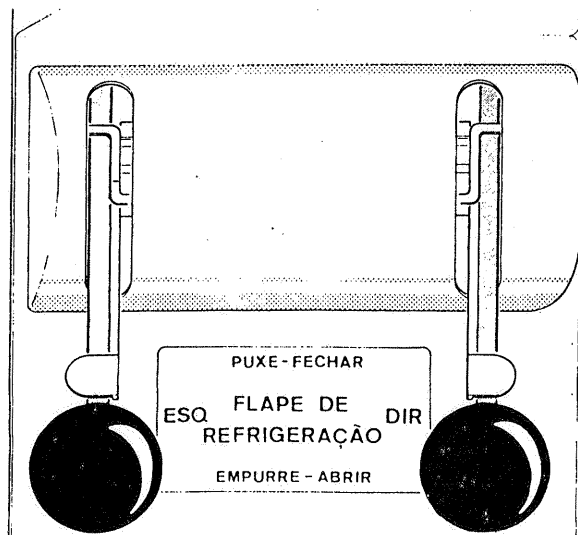



Figura 7-1. Alavancas dos Flapes de Refrigeração

7-7. HÉLICES

A contra-rotação das hélices proporciona uma tração balanceada durante a decolagem e subida além de eliminar o fator de motor-crítico em vôo monomotor.
As hélices são de rotação constante, passo variável, embandeiráveis e acoplam-se diretamente ao eixo dos motores. O passo da hélice Mc Cauley é controlado por pressão de óleo e por compressão de mola. A pressão de óleo comanda a hélice para a posição de alta rotação ou desembandeirada e a ação da mola, para a posição de baixa rotação ou posição embandeirada, além de evitar o disparo da hélice. O passo da hélice Hartzell é controlado por pressão de óleo e de nitrogênio. A pressão do óleo comanda a hélice para a posição de alta rotação ou desembandeirada e a pressão de nitrogênio para a posição de baixa rotação ou posição embandeirada, além de evitar o disparo da hélice. A pressão do nitrogênio recomendada, durante o enchimento da unidade, encontra-se especificada em inscrições técnicas na parte dianteira e dentro da carenagem do cubo das hélices. Essa pressão varia de acordo com a temperatura ambiente durante o enchimento. Apesar de ser recomendado nitrogênio seco para o enchimento, o ar comprimido pode ser utilizado, desde que não contenha umidade. Para instruções mais detalhadas, consulte "Serviços na Hélice", na Seção 8 deste Manual.
Dois governadores de hélice, um em cada motor, fornecem pressão de óleo adequada para manter constante a rotação ajustada. Cada governador de hélice controla a rotação do motor correspondente, através da variação do passo da hélice, para manter o torque do motor de acordo com as alterações das condições de vôo.
Os gráficos apresentados na Seção 5 - "Desempenho", deste Manual, são aplicáveis às aeronaves equipadas com hélices Mc Cauley e Hartzell.
As hélices são controladas pelas manetes de hélice, localizadas no centro da caixa de manetes. O embandeiramento de uma hélice é realizado, recuando-se a manete de hélice completamente, ultrapassando a indicação "MIN RPM", até a posição "BANDEIRA". O embandeiramento ocorrerá dentro de seis segundos, aproximadamente. Para desembandeirar a hélice, avance a manete e acione o motor de partida, até que a hélice esteja girando em molinete.
Uma trava de embandeiramento, operada por força centrífuga, impede o embandeiramento durante o corte do motor, tornando impossível o embandeiramento, sempre que a rotação do motor cair abaixo de 800 RPM. Por esta razão, quando o piloto desejar embandeirar uma hélice durante o vôo, deve ter o cuidado de posicionar a manete de hélice em "BANDEIRA", antes que a rotação do motor caia abaixo de 800 RPM.

7-9. TREM DE POUSO

O EMB-810D está equipado com trem de pouso triciclo, retrátil, operado hidraulicamente.
A pressão hidráulica para a operação do trem de pouso é fornecida por uma bomba hidráulica reversível acionada eletricamente (consulte as figuras 7-3 e 7-4). A bomba é acionada pela seletora do trem de pouso, localizada à esquerda da caixa de manetes, no painel de instrumentos (figura 7-2). A seletora do trem de pouso deve ser puxada, antes que seja levada para as posições "EM CIMA" ou "EMBAIXO". O trem de pouso será recolhido ou abaixado conforme a direção em que a pressão hidráulica for dirigida. O trem de pouso leva cerca de seis a sete segundos para ser recolhido ou abaixado.

ADVERTÊNCIA

Se o trem de pouso estiver em trânsito e a bomba elétrica funcionando, não é aconselhável mover a seletora do trem de pouso para a direção oposta, antes que o trem de pouso atinja o limite máximo de seu curso. Isso porque uma inversão brusca pode danificar a bomba elétrica.

O trem de pouso foi projetado para possibilitar o abaixamento, mesmo no caso de falha do sistema hidráulico. O trem de pouso é mantido na posição recolhido pela pressão hidráulica. Entretanto, se, por alguma razão, ocorrer um defeito no sistema hidráulico, o trem de pouso pode ser abaixado por gravidade. Quando o trem de pouso é recolhido, as rodas principais se alojam no interior das asas e a roda dianteira, no interior da seção do nariz. As cargas aerodinâmicas e as molas auxiliam o abaixamento e travamento do trem de pouso. Durante o abaixamento do trem de pouso, a partir do momento em que o trem de nariz inicia seu curso de abaixamento, o impacto do ar auxilia a descida e travamento. Depois que os trens estiverem abaixados e travados, as molas exercerão pressão sobre cada uma das travas, mantendo-as nesta posição, até que sejam liberadas pela pressão hidráulica no ato do recolhimento do trem de pouso.

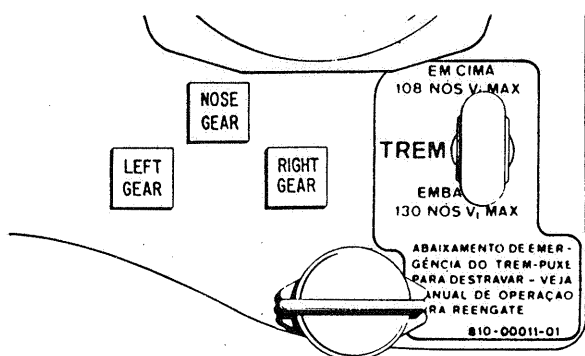



Figura 7-2. Seletora do Trem de Pouso (Aeronaves até N/S 810799)

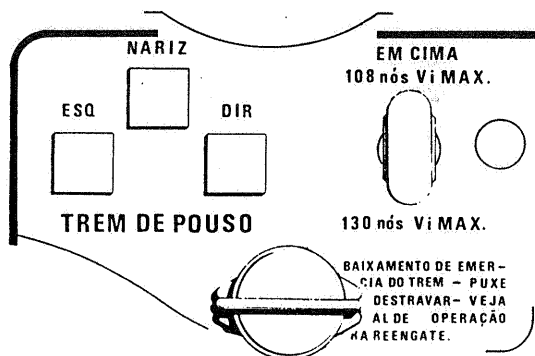



Figura 7-2a. Seletora do Trem de Pouso (Aeronaves N/S 810800 e seg.)

Para abaixar e travar o trem de pouso, no caso de falha no sistema hidráulico, basta aliviar a pressão hidráulica. O abaixamento do trem de pouso em emergência não deve ser executado a velocidade acima de 85 nós V_i. O comando de abaixamento do trem de pouso em emergência localiza-se imediatamente abaixo da seletora do trem de pouso. Puxando-se esse comando, a pressão hidráulica que retém o trem em cima é aliviada, fazendo com que o trem desça pela ação da gravidade. Durante operação normal, esse comando fica protegido para evitar o abaixamento do trem de pouso inadvertidamente. Antes de puxar o comando de abaixamento do trem em emergência, posicione a seletora do trem de pouso em "EMBAIXO", para eliminar a possibilidade de um recolhimento do trem de pouso, através da bomba hidráulica.

Se o comando de abaixamento do trem de pouso em emergência tiver sido puxado para um abaixamento por gravidade, em conseqüência de uma pane no sistema, somente depois do pouso, retire-o dessa

posição, com o avião colocado sobre macacos, para verificação do funcionamento adequado dos sistemas elétrico e hidráulico do trem de pouso.
Consulte o Manual de Serviços do avião quanto aos procedimentos apropriados para a verificação do sistema do trem de pouso. Se o avião estiver sendo utilizado para fins de treinamento ou exame de pilotos e o comando de abaixamento do trem de pouso em emergência tiver sido puxado, não havendo qualquer pane aparente, ele pode ser recolocado na sua posição anterior, quando desejado.
Quando o trem de pouso estiver completamente abaixado ou recolhido e a seletora na posição correspondente, os interruptores de fim de curso interrompem o fluxo de corrente elétrica para o motor da bomba hidráulica. As três luzes verdes, acima da seletora do trem de pouso, quando acesas, indicam que cada um dos trens está abaixado e travado. Um espelho convexo, localizado na nacele do motor esquerdo, serve como auxílio durante o taxiamento e permite ao piloto confirmar visualmente a condição do trem de pouso do nariz. Se o trem de pouso não estiver nas posições totalmente recolhido ou totalmente abaixado, uma luz vermelha de alarme acenderá no painel de instrumentos. Se for selecionado um regime de baixa potência (por exemplo, na aproximação para aterragem) enquanto o trem de pouso estiver recolhido, uma buzina de alarme soará para alertar o piloto, enquanto essa condição persistir. A buzina de alarme do trem de pouso emite um som intermitente de 90 ciclos por minuto. Nas aeronaves N/S 810800 e seg. foi acrescentado um interruptor que, quando acionado, cancela o alarme sonoro da buzina sem interferir na segurança do sistema.
A intensidade das luzes verdes atenua-se, automaticamente, quando as luzes de navegação estão ligadas. Por essa razão, se as luzes de navegação forem ligadas durante o dia, torna-se difícil ver as luzes de indicação do trem de pouso. Se as luzes verdes não forem observadas, depois que a seletora do trem de pouso for colocada na posição "EMBAIXO", a primeira coisa a ser verificada é a posição do interruptor das luzes de navegação.
Se uma ou duas luzes verdes não acenderem, quando tiver sido selecionada a posição "EMBAIXO", qualquer uma das seguintes condições poderá existir:

a. O trem não está travado embaixo.

b. Uma lâmpada queimou.

c. Há uma pane no sistema indicador.

Para verificação das lâmpadas, as luzes indicadoras podem ser retiradas e intercambiadas.
Um microinterruptor incorporado à caixa de manetes atua a buzina de alarme do trem de pouso, nas seguintes condições:

a. O trem de pouso não está travado embaixo e a pressão de admissão caiu abaixo de 14 pol Hg em um ou em ambos os motores.

b. A seletora do trem de pouso está na posição "EM CIMA", quando o avião está no solo.
Para evitar um recolhimento inadvertido do trem de pouso, caso a seletora esteja na posição "EM CIMA", com o avião no solo, um microinterruptor, localizado na perna esquerda do trem de pouso principal impedirá o acionamento da bomba hidráulica, se o interruptor da bateria estiver ligado. Na decolagem, quando o amortecedor da perna do trem de pouso esquerdo está totalmente distendido, o microinterruptor de segurança é fechado para completar o circuito, o que permite à bomba hidráulica ser ativada para recolher o trem de pouso, quando a seletora for posicionada em "EM CIMA". Durante

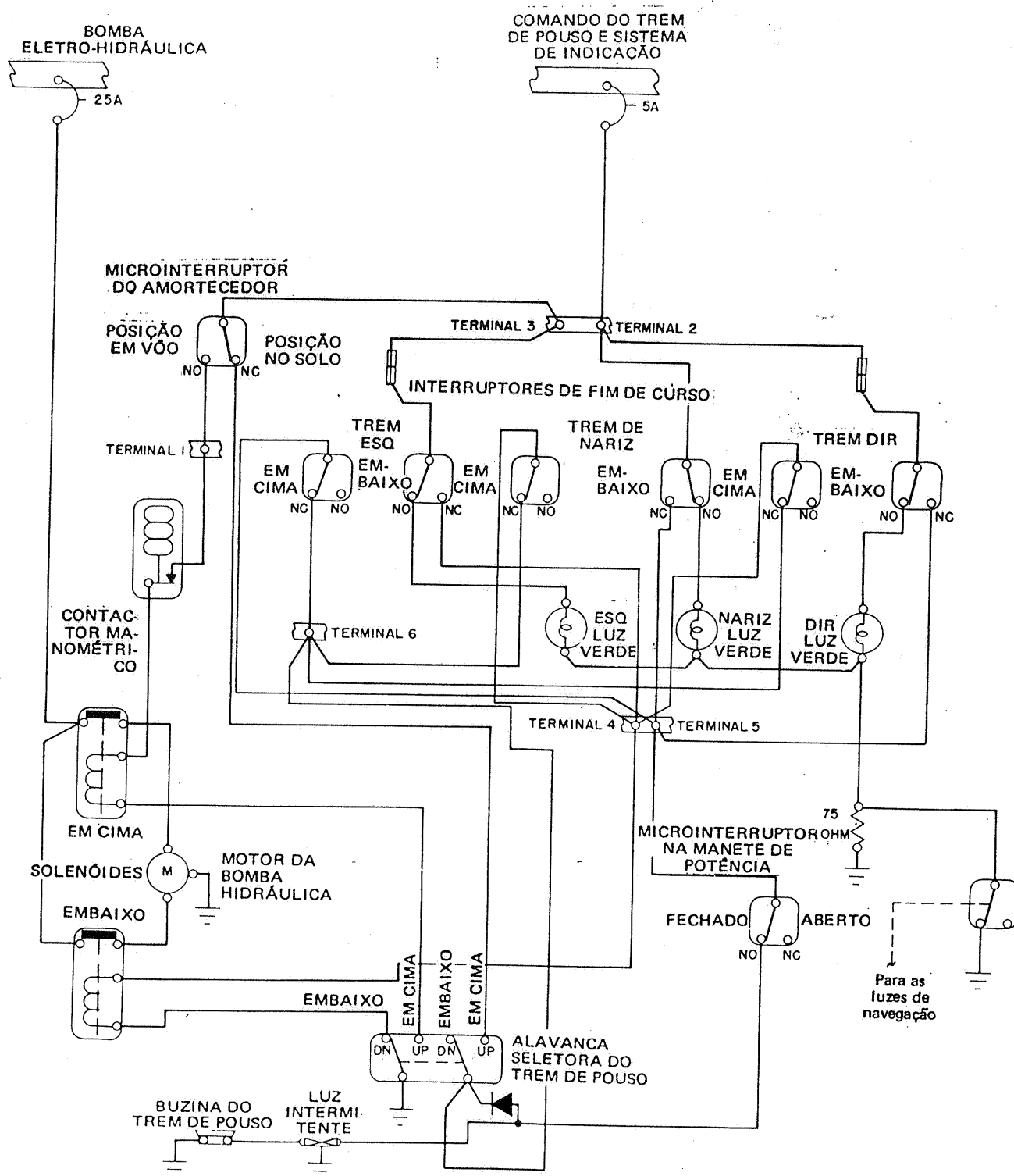



Figura 7-3. Diagrama Esquemático do Sistema Elétrico do Trem de Pouso
(aeronaves até N/S 810799)

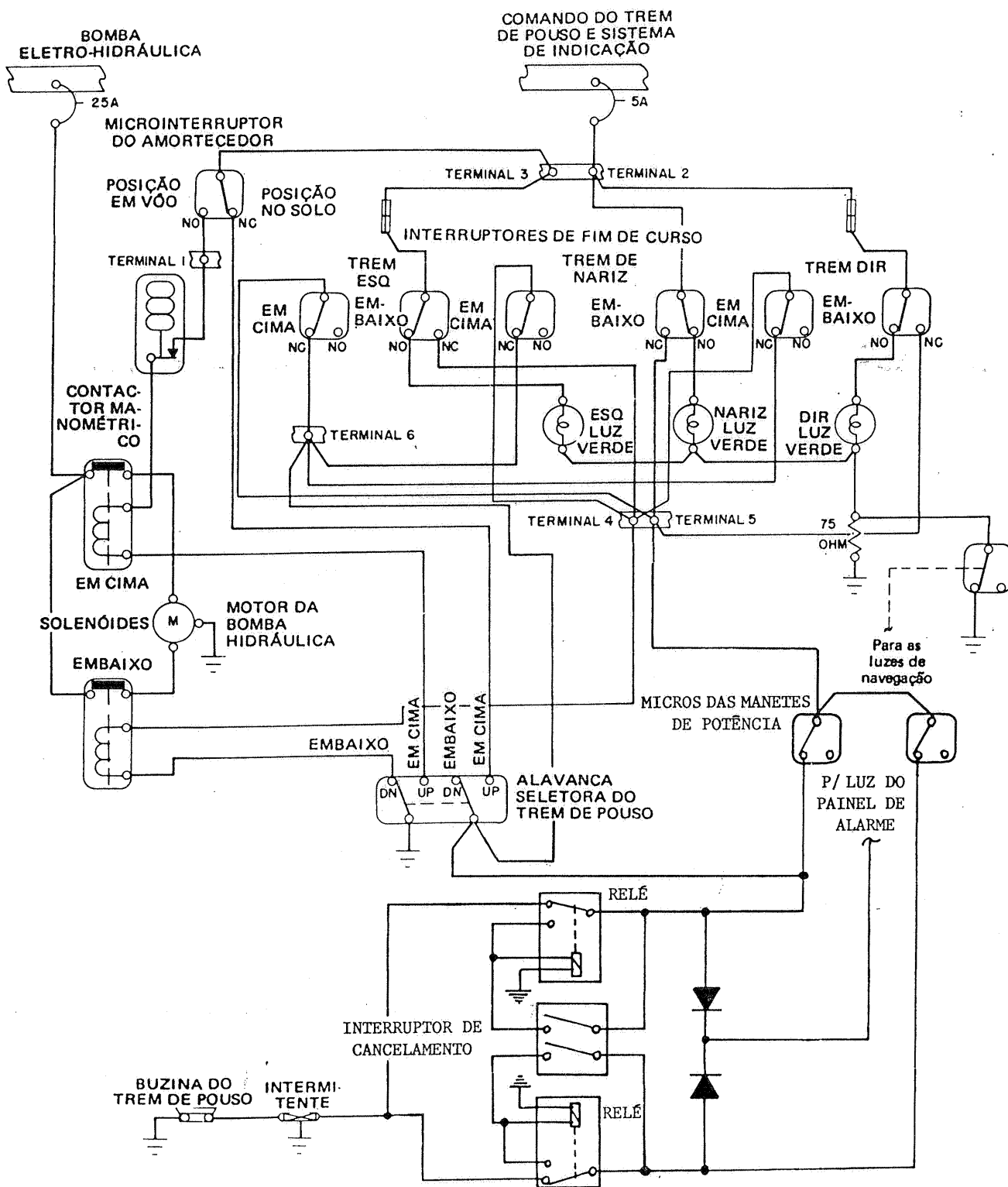



Figura 7-3a. Diagrama Esquemático do Sistema Elétrico do Trem de Pouso (aeronaves 810800 e seguintes)

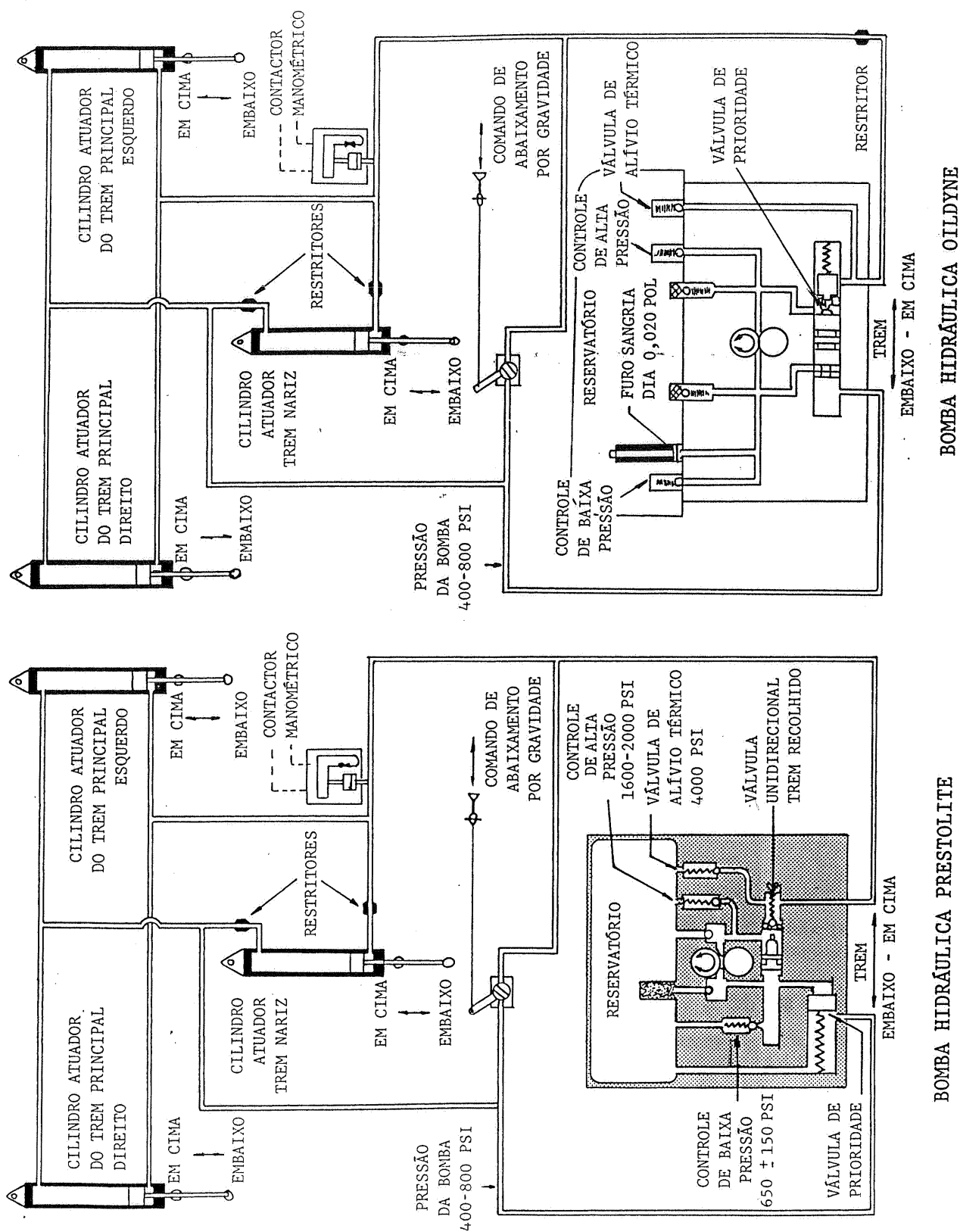



Figura 7-4. Diagrama Esquemático do Sistema Hidráulico do Trem de Pouso

a inspeção pré-vôo, certifique-se de que a seletora do trem de pouso está na posição "EMBAIXO" e que as três luzes indicadoras (verdes) acendem. Durante a decolagem, o trem de pouso deve ser recolhido, antes que a velocidade de 108 nós V_i seja excedida. O trem de pouso pode ser abaixado a qualquer velocidade até 130 nós V_i.
O reservatório hidráulico para operação do trem de pouso é parte integrante da bomba hidráulica do trem de pouso. O acesso ao conjunto bomba/reservatório é obtido através de um painel no bagageiro dianteiro. Para instruções de reabastecimento, consulte o Manual de Serviço do EMB-810D "SENECA III".
A roda do trem de pouso do nariz é comandável num arco de 27° para cada lado a partir do centro, por meio da combinação do curso total dos pedais do leme de direção e dos freios. Uma mola de centragem, incorporada ao sistema direcional do trem do nariz evita tendências a vibrações laterais. Um dispositivo com molas também está instalado para reduzir os esforços de comando e para minimizar os choques e impactos durante o taxiamento. Quando o trem é recolhido, a roda do nariz é centrada, à medida que entra no alojamento do trem de pouso, e a conexão do mecanismo direcional desacopla para reduzir as cargas no pedal durante o vôo. O farol de aterragem é desligado automaticamente, quando o trem de pouso é recolhido.
As rodas do trem de pouso principal e do nariz, são equipadas com pneus de 8 lonas, tamanho 6: 00 x 6. Quanto a informações sobre serviços nos pneus consulte o parágrafo 8-23 "Pressão dos Pneus", na Seção 8 deste Manual.
Os amortecedores do trem de pouso são do tipo óleo-pneumático. A parte exposta do êmbolo do amortecedor deve ser verificada durante cada inspeção pré-vôo. Caso ocorra necessidade de serviço ou ajustagem, consulte as instruções fornecidas nas próprias unidades. Para informações detalhadas sobre serviços no trem de pouso, consulte o Manual de Serviços do EMB-810D "SENECA III".

7-11. SISTEMA DE FREIOS

Dois conjuntos de freios monodisco e de pastilha dupla, um em cada trem principal, sãoatuados pelos pedais do piloto e do co-piloto. Um reservatório hidráulico do sistema de freios, independente do reservatório hidráulico do sistema de trem de pouso, está situado atrás de um painel, na parte superior traseira do bagageiro dianteiro. O fluido do freio deve ser mantido no nível marcado no reservatório. Para maiores informações, consulte "Serviços nos Freios", na Seção 8 deste Manual.
O botão do freio de estacionamento está localizado na parte inferior esquerda do painel de instrumentos. Para aplicar o freio de estacionamento, pressione primeiramente os pedais do freio e mantenha, antes de puxar o botão. Para soltá-lo, pressione os pedais do freio e mantenha-os nessa posição e então empurre o botão.

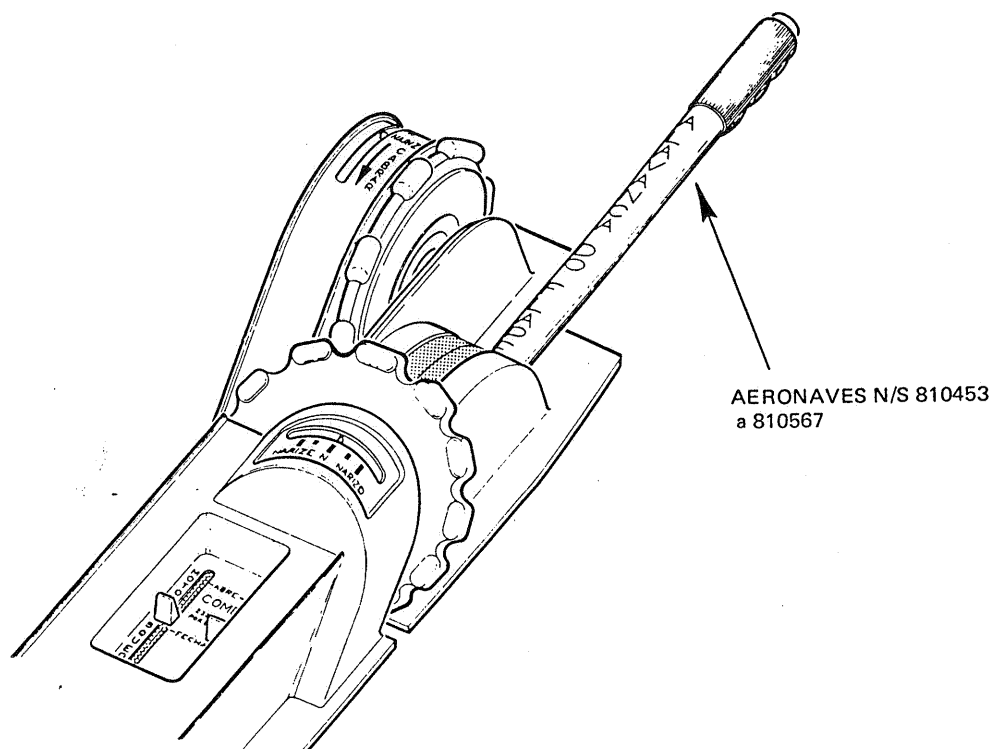
7-13. COMANDOS DE VÔO

O EMB-810 D "SENECA III" está equipado com duplo comando. Os comandos atuam as superfícies de comando através de um sistema de cabos. A superfície de comando horizontal (estabilizador) é do tipo inteiramente móvel, tendo um compensador anti-servo montado no seu bordo de fuga. O compensador é atuado por meio de um volante de comando, localizado entre as poltronas dianteiras (veja a figura 7-5).
Os ailerons são do tipo "Frise". Isso permite ao bordo de ataque do aileron baixar, expondo-se ao escoamento do ar para fornecer um arrasto maior e um melhor controle de rolamento. A deflexão diferencial dos ailerons tende a eliminar guinadas adversas nas manobras de curva e a reduzir o esforço

de coordenação exigido em curvas normais.

O leme de direção, instalado na deriva, incorpora um compensador anti-servo. O compensador do leme de direção é atuado através de um volante localizado no pedestal de comandos, entre as poltronas dianteiras.

Os flapes são comandados mecanicamente e providos de um sistema de molas que atua no sentido de recolhimento dos mesmos. Uma alavanca de comando dos flapes, de quatro posições (figura 7-5), localizada entre as poltronas dianteiras, ajusta os flapes para velocidade de aterragem e controle da trajetória de planeio. Os flapes têm três posições de deflexão - 10°, 25° e 40° - e uma posição neutra (recolhidos). O botão na extremidade da alavanca de comando deve ser pressionado para que a mesma possa ser movida. Com a alavanca de comando dos flapes na posição totalmente recolhido, o mecanismo de retração mantem os flapes travados, permitindo assim que o flape direito sirva de degrau de acesso à cabine de comando. Considerando que o flape direito somente suporta peso quando está totalmente recolhido, certifique-se de que ele se encontra nessa posição, durante o embarque e desembarque de passageiros.

Figura 7-5. Pedestal de Comandos de Vôo

Nas aeronaves N/S 810568 e seguintes, os flapes são operados eletricamente.
A seletora dos flapes e uma luz anunciadora, estão localizadas na parte inferior direita do painel de instrumentos. A seleção de uma nova posição dos flapes ativará o motor dos flapes e a luz. Quando os flapes atingem a posição selecionada, o motor é desligado automaticamente e a luz anunciadora apaga.

Se a luz anunciadora permanecer acesa por dez (10) segundos, é uma indicação de mau funcionamento no sistema e o disjuntor deve ser desarmado.
Se após mover a seletora para uma nova posição e a luz anunciadora não acender, é também uma indicação de mau funcionamento.

Seletora dos Flapes de 3 posições: usada nas aeronaves N/S 810568 ao 810596: 0° todo recolhido, 25° segunda posição e 40° todo estendido.
Seletora dos Flapes de 4 posições: usada nas aeronaves N/S 810597 e seguintes: 0° todo recolhido, 10° segunda posição, 25° terceira posição e 40° todo estendido.

O sistema atuador dos flapes os mantém travados na posição recolhido para que o flape direito seja usado como degrau. Uma vez que o flape não suporta peso, exceto na posição recolhida, mantenha-o nessa posição durante embarque e desembarque.

7-15. SISTEMA DE COMBUSTÍVEL

O combustível é armazenado nos tanques instalados em cada asa. Os tanques de uma mesma asa são interconectados para funcionarem como um único tanque (ver figura 7-6) e são abastecidos através de um único bocal, ligado diretamente ao tanque externo. O combustível não utilizável em cada lado é 9,5 litros (2,5 US Gal), dando ao EMB-810D um total de 465 litros (123 US Gal) de combustível utilizável. O índice mínimo de octanagem do combustível é de 100 ou 100 LL. Os suspiros dos tanques, um em cada asa, apresentam um formato que impede a formação de gelo, o que poderia obstruir as linhas de suspiro.

O sistema de injeção de combustível é do tipo fluxo contínuo e incorpora uma linha de retorno de vapor para os tanques. Esta linha retorna aos tanques o vapor de combustível separado pela câmara de separação de vapor. Cada motor aciona uma bomba de combustível que é parte do sistema de injeção de combustível. A aeronave está equipada também com um sistema auxiliar de combustível, que incorpora uma bomba elétrica, cuja finalidade é alimentar o motor, no caso de falha ou pane no eixo da bomba de combustível, para partidas do motor, em terra ou em vôo, e para supressão de vapor. Os dois interruptores das bombas auxiliares de combustível estão localizados no lado esquerdo inferior do painel de instrumentos. São do tipo tecla e tem três posições: "LO", "HI" e "Desligado". A posição "LO" é selecionada, pressionando-se a parte superior do interruptor. A posição "HI" é selecionada, comprimindo-se a parte inferior do interruptor, mas isso só pode ser feito, destravando-se a guarda de segurança adjacente. Quando o interruptor da bomba auxiliar de combustível é posicionado em "HI" uma luz âmbar, no painel de alarmes, acende para indicar a ativação de cada uma das bombas. Essas luzes têm sua intensidade atenuada, sempre que a pressão de admissão estiver abaixo de, aproximadamente, 21 pol.Hg.

No caso de falha da bomba de combustível do motor, a bomba auxiliar de combustível deve ser ligada em "HI".

Pressão e fluxo de combustível adequados são fornecidos para potência de até 75%, aproximadamente.

O empobrecimento manual para o fluxo de combustível correto será necessário em altitudes superiores a 15000 pés e para rotações do motor inferiores a 2300 RPM. Um interruptor de pressão absoluta seleciona automaticamente uma pressão de combustível menor quando a potência é reduzida abaixo de 21 pol.Hg de pressão de admissão e a bomba auxiliar de combustível está ligada em "HI".

NOTA

Pressão de combustível excessiva e mistura de ar/combustível muito ricas ocorrerão, caso a posição "HI" seja selecionada quando o sistema de injeção de combustível do motor estiver funcionando normalmente.

A bomba auxiliar de combustível pode ser usada em regime de baixa pressão durante a operação normal do motor, tanto no solo como em vôo, para supressão do vapor, caso seja necessário, conforme evidenciado pelo funcionamento instável do motor e indicações flutuantes de fluxo de combustível, durante a marcha lenta ou em grandes altitudes.

Dois botões de escorvamento, localizados adjacentes aos interruptores de partida, são utilizados para operar a bomba auxiliar de combustível em regime de alta pressão "HI", durante o escorvamento independente da posição de outros interruptores. Estes botões podem ser utilizados tanto para partida com o motor quente ou frio.

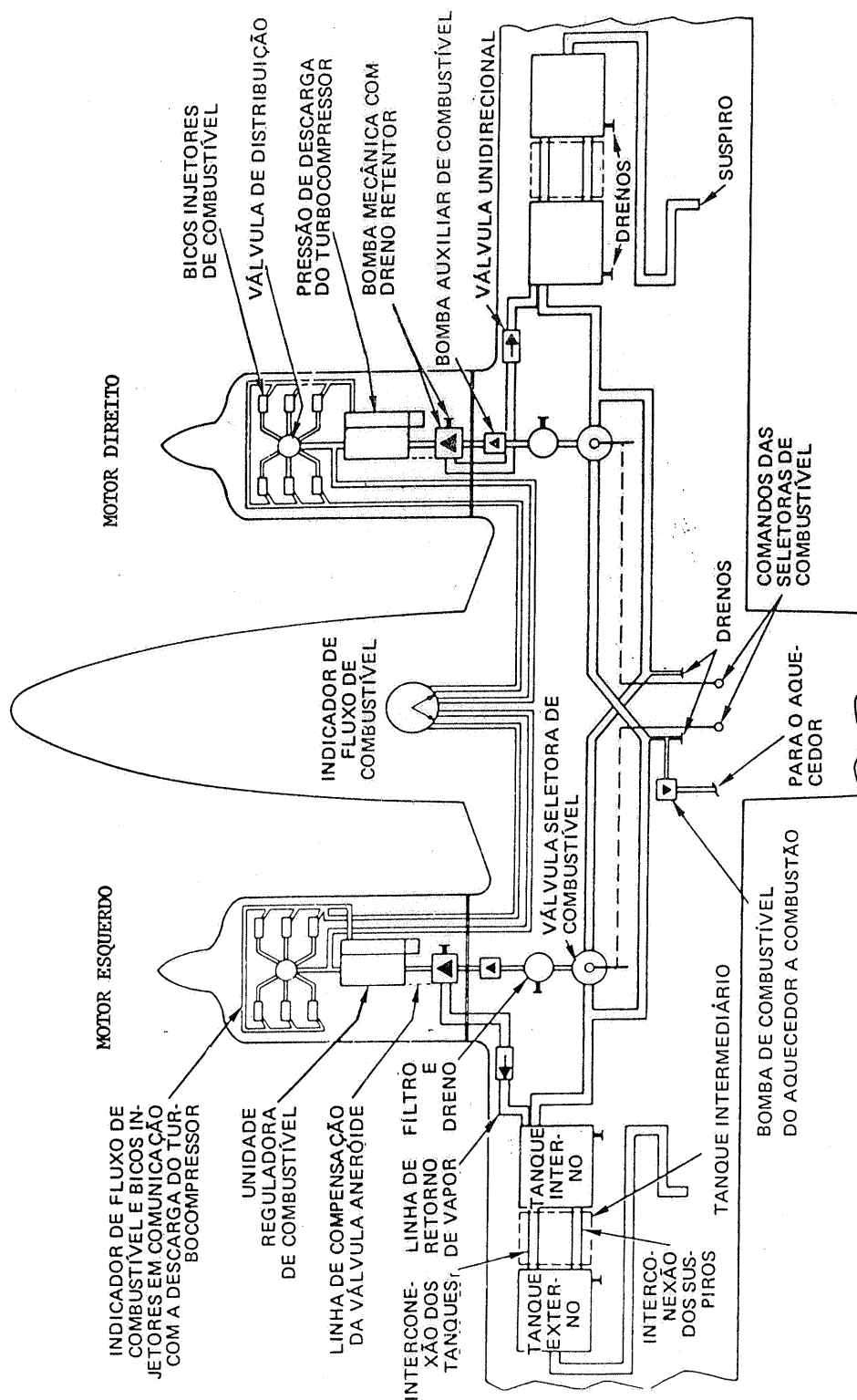



Figura 7-6. Diagrama Esquemático do Sistema de Combustível

Os controles de distribuição de combustível estão localizados no pedestal de comando, entre as poltronas dianteiras. Há uma seletora de combustível para cada um dos motores, e cada uma delas com a inscrição das posições "ABRE", "FECHA" e "ALIMENT CRUZADA".
Durante a operação normal, as seletoras de combustível devem ficar posicionadas em "ABRE", sendo cada motor alimentado pelo tanque do lado correspondente.
Os dois sistemas de combustível estão interconectados por linhas de alimentação cruzada. Quando é selecionada a "ALIMENT CRUZADA", o motor é alimentado pelo tanque do lado oposto,a fim de aumentar a quantidade de combustível utilizável e manter o balanceamento do peso de combustível, durante a operação monomotor. Sendo posicionado em "FECHA", a seletora de combustível corta o fluxo de combustível do lado correspondente.

NOTA

Quando um motor torna-se inoperante e a seletora de combustível do motor remanescente está posicionada em "ALIMENT CRUZADA", a seletora de combustível do motor inoperante deve ser posicionada em "FECHA". Não opere com ambas as seletoras de combustível em "ALIMENT CRUZADA". Não decole com uma seletora de combustível posicionada em "ALIMENT CRUZADA". O combustível e o vapor são sempre retornados aos tanques do lado do motor remanescente.

Antes de cada vôo, o combustível deve ser drenado dos pontos baixos do sistema de combustível para eliminar qualquer acúmulo de umidade ou sedimentos. O sistema está provido de drenos para cada filtro de combustível, para cada tanque e para cada linha de alimentação cruzada. Os drenos dos filtros de combustível estão localizados no intradorso externo da nacele de cada motor. Dois drenos do tanque de combustível estão localizados no intradorso de cada asa. Os drenos das linhas de alimentação cruzada localizam-se no ponto mais baixo do sistema de combustível e os comandos dos drenos, junto à longarina principal, atrás da poltrona do co-piloto.

7-17. SISTEMA ELÉTRICO

O sistema elétrico do EMB-810D tem capacidade para fornecer corrente suficiente para um equipamento completo para vôos IFR noturnos. A energia elétrica é fornecida por dois alternadores de 65 A (figura 7-7 para Aeronaves N/S 810453 a 810499) e (figura 7-7a para Aeronaves N/S 810500 e seguintes) montados um em cada motor. Uma bateria de 35 A/h e 12 Volts fornece corrente para a partida, para utilização do equipamento elétrico, quando os motores não estiverem operando e atua, ainda, como uma fonte de energia elétrica armazenada que completa, quando necessário, a saída de corrente do alternador. A bateria está localizada na seção do nariz, com acesso através do compartimento de bagagem dianteiro, e normalmente é alimentada pelos alternadores. Caso seja necessário recarregar a bateria, a mesma deve ser removida do avião.
Dois reguladores de voltagem mantêm a distribuição de carga efetiva, e ao mesmo tempo regulam a

voltagem da barra do sistema elétrico para 14 Volts. Um relé de sobrevoltagem, no circuito de cada alternador, evita a danificação dos equipamentos elétricos e eletrônicos, retirando um alternador da linha, caso a sua saída de corrente exceda 17 Volts. Se isso ocorrer, a luz do alternador, localizada no painel de advertência, acenderá. Os reguladores de voltagem e os relés de sobrevoltagem estão localizados na parte dianteira inferior da caverna que separa a seção da cabine da seção do nariz.

O sistema e os equipamentos elétricos estão protegidos por disjuntores localizados num painel de disjuntores, na parte inferior direita do painel de instrumentos. O painel de disjuntores dispõe de espaços suficientes para acomodar disjuntores adicionais, caso sejam instalados equipamentos elétricos extras. No caso de panes no equipamento ou de uma súbita elevação transitória da corrente, o disjuntor correspondente desarma automaticamente. O piloto pode rearmar o disjuntor, comprimindo-o (preferivelmente após permitir que o mesmo esfrie). Os disjuntores podem ser desarmados manualmente.

Grande parte dos interruptores elétricos, incluindo interruptor da bateria, os insterruptores dos magnetos, das bombas auxiliares de combustível, dos motores de partida, dos alternadores, das luzes e do aquecimento do pitot, estão convenientemente localizados no painel de interruptores (figura 7-8), à esquerda do manche do piloto.

A fonte externa de partida pode ser conectada à aeronave através de um soquete localizado na fuselagem, na parte esquerda inferior da seção do nariz, permitindo, assim, que seja dada partida no motor sem utilizar a bateria do avião.

Um sistema opcional de luz de cortesia da cabine, consiste de uma luz de entrada sobre a porta dianteira da cabine e outra sobre a porta traseira, as quais substituem a luz de leitura sobre a porta traseira. Essas luzes são operadas individualmente através de interruptores, os quais estão incorporados como parte de cada conjunto. O circuito de luz de cortesia é independente do circuito do interruptor da bateria, de maneira que as luzes podem ser acesas seja qual for a posição do interruptor da bateria.

Com os motores parados, o uso das luzes de cortesia não deve ser estendido por longo período, visto que, tal procedimento poderá descarregar a bateria.

Aeronaves N/S 810453 a 810499

Para obtenção da corrente total de 65 A do alternador, é necessário uma rotação mínima de 2000 RPM. É normal uma indicação de corrente igual à zero durante a marcha lenta. Isso ocorre devido à reduzida relação de transmissão do motor. Os amperímetros e a luz indicadora do alternador permitem monitorar a operação do sistema elétrico. Os dois amperímetros indicam as correntes de saída dos alternadores. Caso um amperímetro indique uma carga muito maior do que o consumo conhecido para o equipamento elétrico em uso, deve-se considerar a possibilidade de uma pane e desligá-lo. Nesse caso, o amperímetro do alternador remanescente deve mostrar uma indicação normal após, aproximadamente, um minuto. Se ambos os amperímetros indicarem uma carga muito maior do que o consumo conhecido do equipamento elétrico em uso, por mais de cinco minutos, aproximadamente, deve-se suspeitar que um outro defeito elétrico, que não do sistema do alternador, seja a causa, porque uma bateria descarregada reduzirá a solicitação do alternador à medida que estiver sendo completada a sua carga. Uma indicação de corrente zero no amperímetro significa que um alternador não está produzindo corrente e deve ser acompanhada pelo acendimento da luz de alarme ALT. Um único alternador tem capacidade para suprir o sistema elétrico do avião em vôo, no caso de falha do outro alternador ou de um motor; entretanto, é necessário precaver-se contra um consumo excessi-

Figura 7-7 Diagrama Esquemático do Alternador e do Motor de Partida Aeronaves N/S 810453 a 810499

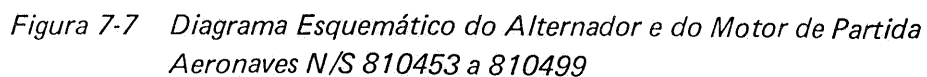
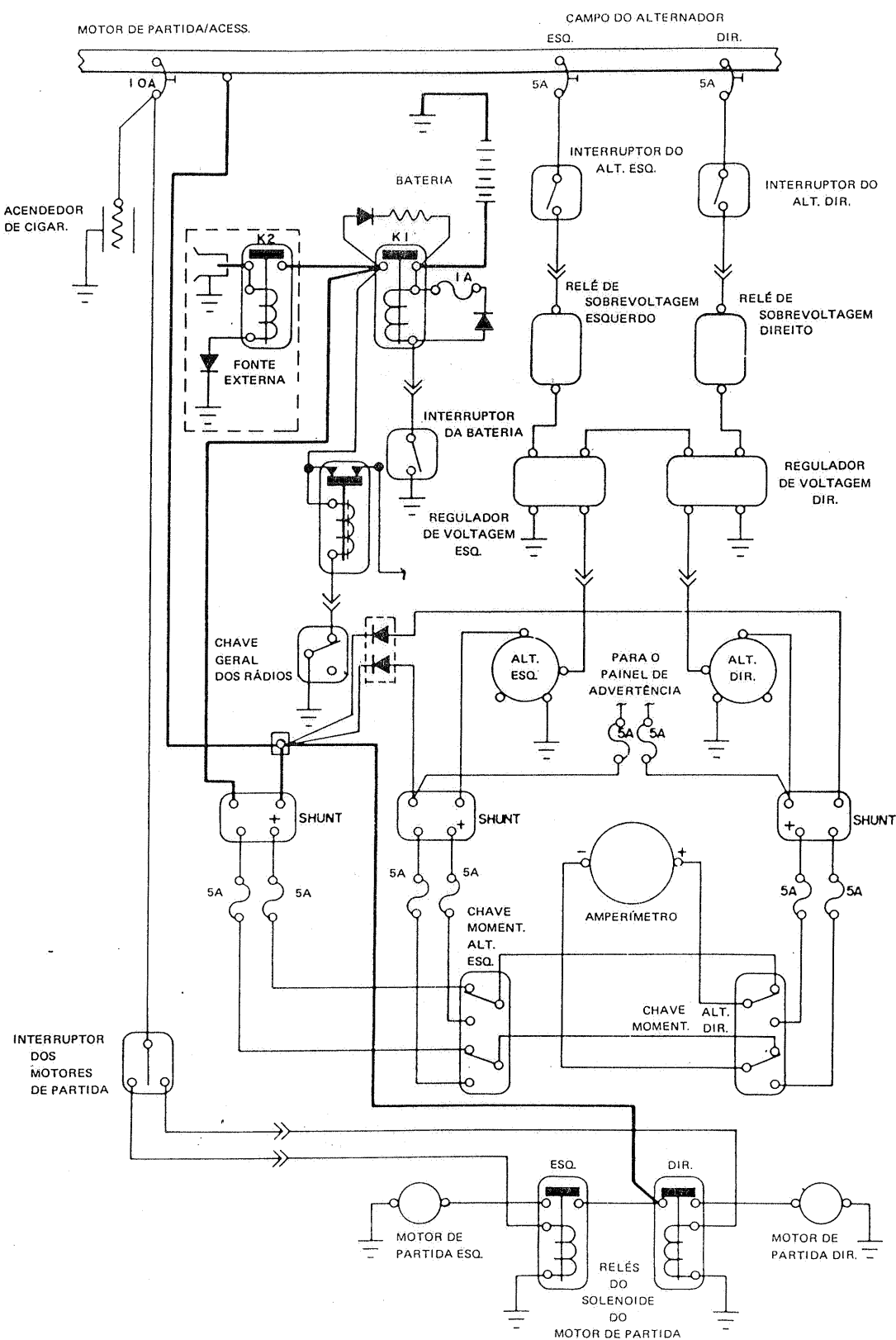



Figura 7-7a Diagrama Esquemático do Alternador e do Motor de Partida Aeronaves N/S 810500 e seguintes

vo, para evitar que ultrapasse o regime de 65A, ocasionando descarregamento da bateria. Para operações anormais e/ou emergência, consulte a Seção 3 — Procedimentos de Emergência.

Aeronaves N/S 810500 e Seguintes

Um único amperímetro no painel de instrumentos, indica tanto a corrente de carga da bateria, como também a saída de cada alternador. Quando o ponteiro indica para a esquerda do centro, a bateria está sendo descarregada e quando o ponteiro indica para a direita do centro, a bateria está sendo carregada. Durante a operação monomotor, esta configuração, pode ser usada para determinar de quanto deverá ser reduzida a carga elétrica. Para verificar a corrente de saída de cada alternador individualmente, use os botões localizados um de cada lado do amperímetro. Para leitura da corrente de saída do alternador esquerdo, pressione o respectivo botão e faça a leitura da saída do alternador direito. Esses botões são do tipo de pressão momentânea, e indicam a corrente de saída do alternador somente quando pressionados.
Para obtenção da corrente total de 65A do alternador, é necessário uma rotação mínima de 2000 RPM. É normal uma indicação de corrente igual a zero durante a marcha lenta. Isso ocorre devido à reduzida relação de transmissão do motor. O amperímetro e a luz indicadora do alternador permitem monitorar a operação do sistema elétrico. Caso um amperímetro indique uma carga muito maior do que o consumo conhecido para o equipamento elétrico em uso, deve-se considerar a possibilidade de uma pane e desligá-lo. Nesse caso, o alternador remanescente deve mostrar uma indicação normal após, aproximadamente, um minuto. Se ambos os alternadores indicarem uma carga muito maior do que o consumo conhecido do equipamento elétrico em uso, por mais de cinco minutos, aproximadamente, deve-se suspeitar que um outro defeito elétrico, que não do sistema do alternador, seja a causa, porque uma bateria descarregada reduzirá a solicitação do alternador à medida que estiver sendo completada a sua carga. Uma indicação de corrente zero no amperímetro significa que um alternador não está produzindo corrente e deve ser acompanhada pelo acendimento da luz de advertência (ALT OUT). Um único alternador tem capacidade para suprir o sistema elétrico do avião em vôo, no caso de falha do outro alternador ou de um motor; entretanto é necessário precaver-se contra um consumo excessivo, para evitar que ultrapasse o regime de 65 A, ocasionando descarregamento da bateria. Para operações anormais e/ou emergência, consulte a Seção 3 — Procedimentos de Emergência.

ATENÇÃO

Não use o receptáculo do acendedor de cigarros como fonte de energia para qualquer outro dispositivo, além do acendedor de cigarro do avião. Qualquer outro dispositivo inserido nesse receptáculo pode ser danificado.

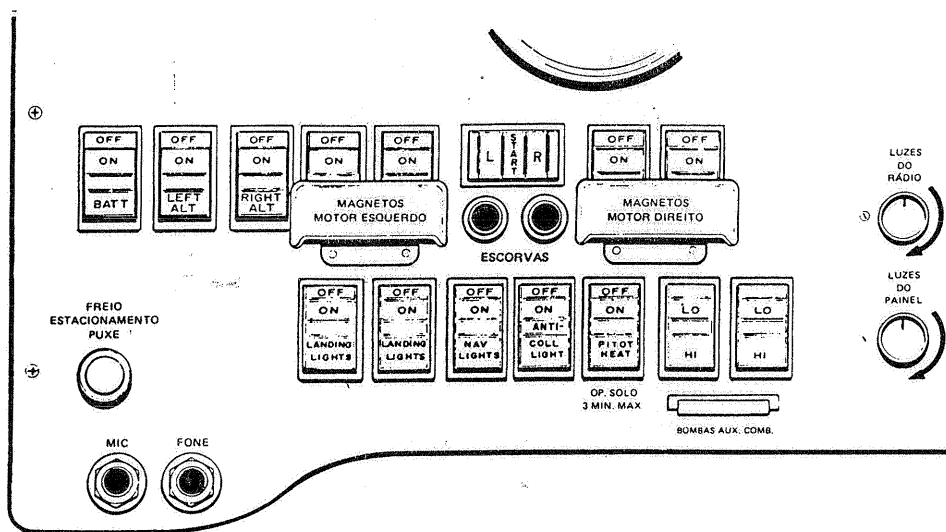



Figura 7-8. Painel de Interruptores (Típico)
(Aeronaves até N/S 810799)

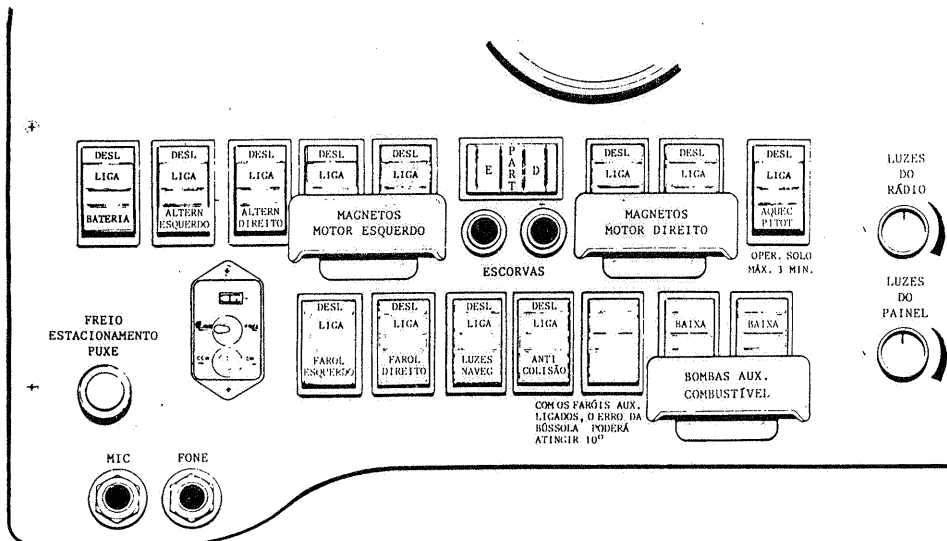



Figura 7-8a. Painel de Interruptores (Típico)
(Aeronaves N/S 810800 e seg.)

7-19. SISTEMA DE SUCÇÃO

Os instrumentos giroscópicos são operados por um sistema de sucção (figura 7-9). O sistema consiste de uma bomba de sucção em cada motor, tubulações e equipamento de regulagem.
As bombas de sucção são do tipo seco, que dispensam o uso de separador de ar/óleo e cada uma possui um eixo cisalhável que protege o respectivo motor contra danos.
O indicador de pressão de sucção instalado no centro do painel de instrumentos, abaixo dos rádios (figura 7-11), fornece ao piloto informações sobre a operação do sistema de sucção. Uma queda de pressão no sistema, caso a mesma tenha permanecido constante durante um longo período, pode ser indício de telas ou filtros sujos, e possivelmente, reguladores de pressão emperrados ou vazamento no sistema. Duas luzes de advertência, indicadoras de baixa pressão de sucção (GYRO AIR), estão instaladas no painel de alarme. Estas luzes, ao se acenderem, indicam falha da respectiva bomba de vácuo; estas luzes se acendem também no corte dos motores ou embandeiramento das hélices. Os interruptores de pressão de vácuo, que acionam as luzes de advertência, estão calibrados para comandarem este acendimento quando a pressão da respectiva bomba cair para valores inferiores a 4,0 pol. Hg.
No caso de ocorrer qualquer variação anormal na indicação, o piloto deve tomar providências para sanar a pane, a fim de evitar possíveis danos aos componentes do sistema, ou eventual falha do mesmo.
Para proteção dos giroscópios, estão instaladas no sistema duas válvulas reguladoras de pressão de sucção. As válvulas devem estar reguladas para uma pressão de sucção de 4,8 a 5,1 pol. Hg, regulagem esta que proporciona o funcionamento normal dos instrumentos giroscópicos. Ajustes mais altos danificam os giroscópios, ao passo que mais baixos reduzem a confiabilidade das indicações dos instrumentos giroscópicos. As válvulas reguladoras estão localizadas atrás da parede de fogo de cada motor.

1. BOMBA
2. INTERRUPTOR DE SUCÇÃO
3. VÁLVULA REGULADORA DE SUCÇÃO
4. FILTRO
5. MANIFOLD E VÁLVULAS UNIDIRECIONAIS
6. INDICADOR DE ATITUDE - CO-PILOTO
7. INDICADOR DE SUCÇÃO
8. GIRO DIRECIONAL - CO-PILOTO
9. INDICADOR DE ATITUDE
10. INDICADOR DE CURSO

Figura 7-9. Sistema de Sucção

7-21. SISTEMA PITOT-ESTÁTICO

A pressão total para os velocímetros é captada por uma tomada de Pitot, localizada no intradorso da asa esquerda, e é conduzida através de linhas instaladas dentro da asa e da fuselagem, em direção ao velocímetro, localizado no painel de instrumentos (ver a figura 7-10). A pressão estática para o altímetro, para o indicador de razão de subida e para o velocímetro é captada por duas tomadas estáticas, uma em cada lado da parte traseira da fuselagem, à frente do profundor. As duas tomadas estão ligadas a uma linha comum conectada aos instrumentos. As tomadas estáticas anulam as diferenças na pressão estática causadas por glissadas ou derrapagens.

Uma válvula de comando da tomada estática alternativa encontra-se instalada abaixo do painel de instrumentos, à direita da caixa de manetes. Quando a válvula está na posição alternativa, o altímetro, o indicador de razão de subida e o velocímetro utilizam o ar da cabine para a pressão estática. Durante a operação da tomada estática alternativa, os instrumentos acionados pelo sistema poderão apresentar leituras ligeiramente alteradas, dependendo das condições do interior da cabine. A velocidade do avião, a posição dos comandos de aquecimento e ventilação, ou a posição da janela de mau tempo podem influenciar a pressão do ar no interior da cabine. O piloto pode constatar os efeitos sobre as indicações dos instrumentos da tomada estática alternativa, passando do comando das tomadas convencionais para as alternativas, sob diferentes velocidades e configurações de aquecimento e ventilação (inclusive janela de mau tempo aberta abaixo de 129 nós V_i).

Caso um ou mais instrumentos do sistema Pitot-Estático deixem de funcionar corretamente, o sistema deve ser verificado quanto à sujeira, vazamentos ou umidade. As linhas de pressão total e pressão estática podem ser drenadas através de drenos distintos localizados na parte inferior da parede lateral da cabine, junto à poltrona do piloto.

Os orifícios nas tomadas do sistema Pitot-Estático devem estar totalmente desobstruídos. Tomadas com orifícios obstruídos causam leituras falsas ou indicação zero nos instrumentos.

O tubo de Pitot é equipado, com sistema de aquecimento, o que atenua os problemas com congelamento ou chuva forte. Normalmente não costuma haver formação de gelo nas tomadas estáticas. Ocorrendo, porém, essa situação, a operação da tomada estática alternativa pode minorar o problema.

7-23. PAINEL DE INSTRUMENTOS

Os instrumentos de vôo estão agrupados na parte superior do painel (figura 7-11). O painel do Piloto--Automático das Aeronaves com aviônicos King, está instalado acima da caixa de manetes e para as outras aeronaves, à esquerda da coluna do manche do piloto. O painel de disjuntores está instalado na parte inferior direita do painel de instrumentos. Os instrumentos dos motores esquerdo e direito, estão agrupados à direita da coluna do manche do piloto.

Os rádios estão instalados na parte central superior do painel de instrumentos. A caixa de manetes está localizada na parte central inferior e incorpora as manetes de potência, de hélice e de mistura. À esquerda da caixa de manetes está a seletora do trem de pouso.

O painel de alarme, instalado na parte superior esquerda ao lado dos rádios, incorpora as luzes de advertência e de sobrepressão de admissão, de baixa pressão de óleo, de baixa pressão de sucção, de falha do alternador, da bomba auxiliar de combustível ativada, do trem de pouso destravado e superaquecimento do aquecedor, além de um botão "APERTE PARA TESTAR", e provisões para instalação de outras luzes de advertência. O acendimento destas luzes durante o vôo, indica, uma possível pane no sistema correspondente. O piloto deve monitorar, cuidadosamente, os indicadores do painel

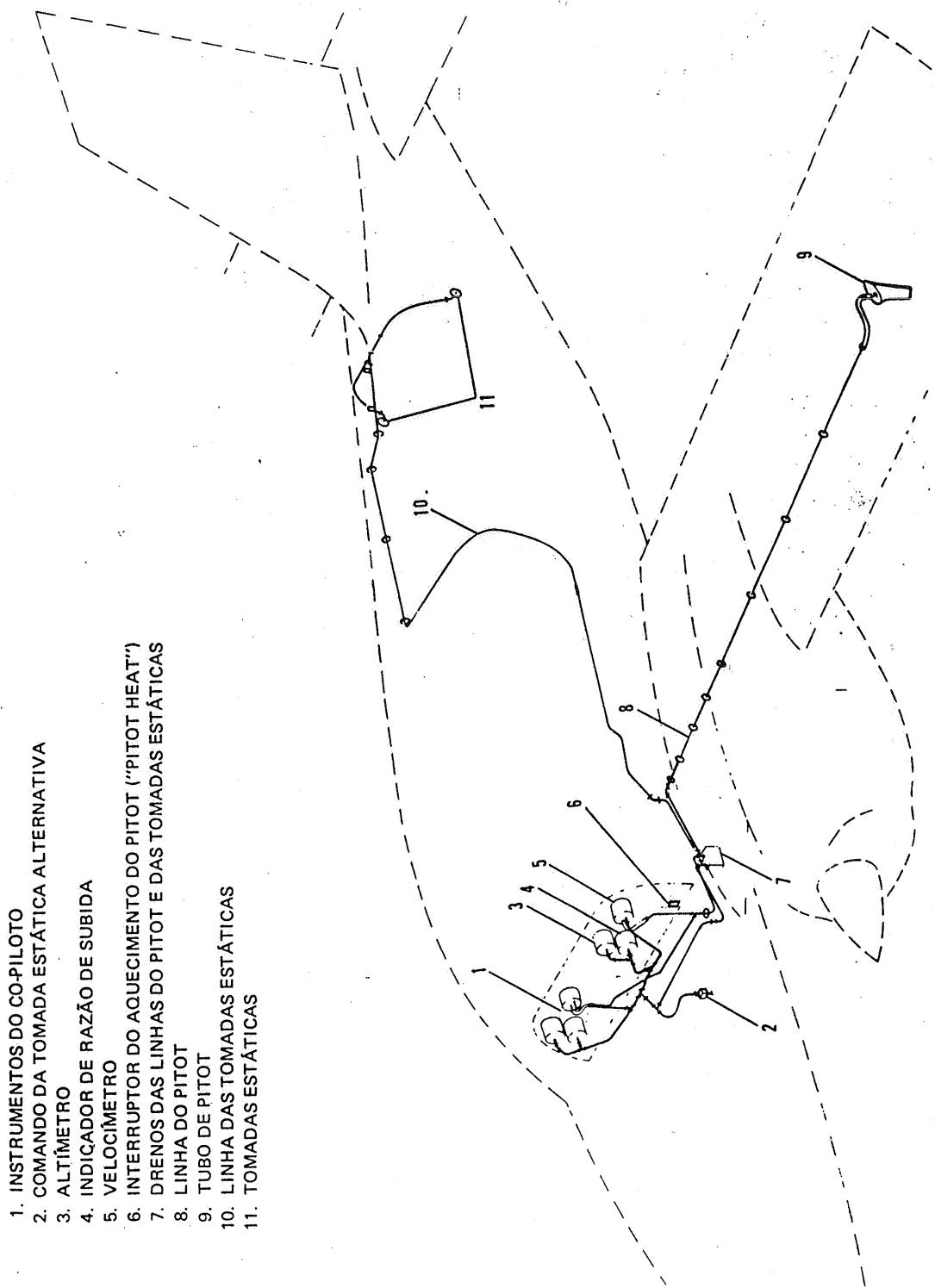



Figura 7-10. Sistema Pitot-Estático

de instrumentos para verificar a condição do sistema, cuja luz de advertência correspondente tenha acendido no painel de alarme. O acendimento das luzes indicadoras de sobrepressão de admissão ocorre quando a pressão de admissão atinge ou excede o limite máximo permissível de 40 pol. Hg. Durante a inspeção pré-vôo, a condição operacional do painel de luzes de advertência deve ser testada por meio do botão "APERTE PARA TESTAR". Ao ser pressionado o botão, todas as luzes do painel devem acender.

NOTA

Quando um motor está embandeirado, as luzes de advertência de falha do alternador, de falha do sistema de sucção e de baixa pressão de óleo do motor permanecem acesas.

Uma melhoria na iluminação da cabine para vôo noturno, é obtida, usando-se uma combinação das luzes do painel de instrumentos e das luzes do painel superior. A intensidade da iluminação do painel de instrumentos é controlada através dos reostatos localizados abaixo da coluna do manche do piloto. A intensidade das luzes do painel superior é controlada por um reostato adjacente às mesmas. A luz de mapa, pode também ser selecionada no painel superior.

A maioria dos interruptores elétricos está localizada no painel de interruptores, no lado esquerdo do painel de instrumentos. O interruptor geral dos rádios está situado próximo ao topo do painel de instrumentos, entre os rádios, e é utilizado para controlar a energia elétrica para todo o equipamento-rádio, através do interruptor da bateria da aeronave. O interruptor geral dos rádios possui as posições "LIG" e "DESLIG".

Um Interruptor de Emergência do Sistema de Rádio está localizado no painel de instrumentos, do lado direito da coluna do manche do co-piloto. Este interruptor pode ser utilizado para fornecer energia elétrica para os rádios através da barra de eletrônica, no evento de uma falha no circuito do interruptor geral dos rádios.

As linhas de pressão de admissão têm válvulas-dreno localizadas atrás e abaixo do painel de instrumentos, na direção do indicador duplo de pressão de admissão. Isso permite que toda a umidade resultante de condensação seja drenada para o interior dos motores, abrindo as duas válvulas-dreno por 5 segundos, enquanto os motores são operados a 1000 RPM.

NOTA

Não abra as válvulas-dreno, quando a pressão de admissão ultrapassar 25 pol Hg.

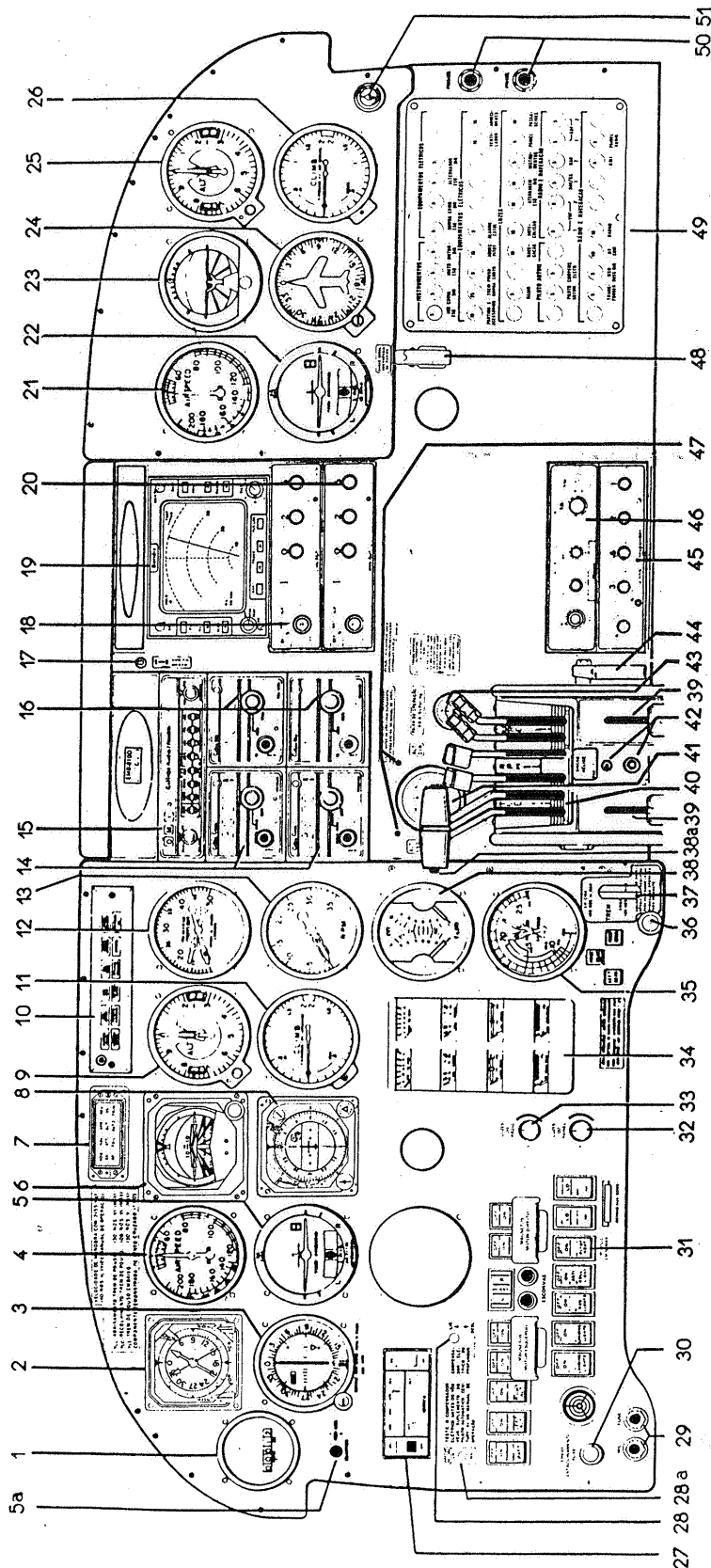



Figura 7-11. Painel de Instrumentos Típico - Versão I (Básico)

Figura 7-11a. Painel de Instrumentos Típico - Versão II (FAB)

Figura 7-11b. Painel de Instrumentos Típico - Versão III (Aviônicos King)
(Aeronaves até N/S 810799)

Figura 7-11b. Painel de Instrumentos Típico - Versão III (Aviônicos King)
(Aeronaves N/S 810800 e seg.)

19 MARÇO 1982

7-25. SISTEMA DE AQUECIMENTO, VENTILAÇÃO E DESEMBACIAMENTO

O ar quente para aquecimento da cabine e desembaciamento do pára-brisa é fornecido por um aquecedor Janitrol localizado na cauda do avião, atrás do bagageiro traseiro (figura 7-12). O ar proveniente do aquecedor passa por um ducto localizado sob o piso, sendo conduzido até as saídas individuais próximas a cada poltrona e do pára-brisa .
A operação do aquecedor é comandada por meio de um interruptor de três posições "FAN", "HEAT" e "OFF" (Desligado), localizado no pedestal de comando, entre as poltronas do piloto e do co-piloto (veja a figura 7-13). O fluxo e a temperatura do ar são regulados por duas alavancas existentes no pedestal de comando. A alavanca da direita regula a entrada de ar e a da esquerda, a temperatura da cabine. A temperatura da cabine e a circulação de ar podem ser controladas, combinando-se as posições das alavancas. Os passageiros também dispõem de saídas de ar quente individuais, ajustáveis.
Para o aquecimento da cabine, a alavanca de entrada de ar, localizada no pedestal de comando, deve estar parcial ou totalmente aberta, com o interruptor de três posições em "HEAT". Essa posição simultaneamente inicia o fluxo de combustível e acende o aquecedor; e, durante a operação no solo, põe em movimento o ventilador, que é parte integrante do aquecedor. Sendo de efeito instantâneo e sem necessidade de injeção, o aquecimento da cabine pode ser percebido dentro de poucos segundos. Quando o ar da cabine atinge a temperatura selecionada pela alavanca de controle, a ignição do aquecedor funciona ciclicamente, de modo a manter a temperatura selecionada. Dois interruptores de segurança, acionados pela válvula de admissão e localizados atrás do aquecedor, impedem a operação do ventilador e do aquecedor, quando a alavanca de entrada de ar está na posição "FECHADO". Um microinterruptor, que atua quando do recolhimento do trem de pouso, desliga o ventilador, de modo que, durante o vôo, o ar da cabine circule somente devido à pressão de impacto exercida pelo ar externo,
Com o avião no solo, quando não se necessita de ar quente, estando o interruptor na posição "FAN", o ventilador impele o ar através de um ducto sob o piso, para ventilação da cabine e desembaciamento do pára-brisa . Sempre que o aquecedor for utilizado para o aquecimento ou ventilação da cabine, o ar é, automaticamente, conduzido em direção ao pára-brisa , para desembaciamento do mesmo . O fluxo de ar para desembaciamento pode ser aumentado pela ativação do ventilador do sistema de desembaciamento. O interruptor do ventilador de ar de desembaciamento está localizado no pedestal de comando, entre as poltronas do piloto e do co-piloto.
Para introduzir ar fresco na cabine, durante o vôo, a entrada de ar deve ser aberta e o aquecedor desligado. O ar externo entra no sistema e pode ser regulado individualmente nas saídas de ar existentes no piso. No teto da cabine, acima das poltronas, existem também, saídas de ar de ventilação, que podem ser reguladas individualmente pelos ocupantes de cada poltrona. A este sistema está incorporado um ventilador para fornecer ar fresco durante operação no solo.
Um termostato localizado na extremidade dianteira externa da camisa do ducto de suspiro do aquecedor, funciona como dispositivo de segurança para desativar o aquecedor, caso ocorra um mau funcionamento no sistema. Tão logo o termostato desative o aquecedor, a luz indicadora de superaquecimento, instalada no painel de alarmes acenderá. Um botão vermelho para reativação do aquecedor pode ser alcançado através do painel de acesso da caverna, no painel traseiro de fechamento da cabine. Para evitar que o termostato seja ativado em condições normais, ao ser desligado o aquecedor durante operações no solo, coloque o interruptor na posição "FAN" durante dois minutos, mantendo ao mesmo tempo aberta a entrada de ar, antes de desligar o interruptor. Em vôo, deixe a entrada de ar aberta por um mínimo de quinze segundos, após desligar o interruptor do sistema de ventilação,

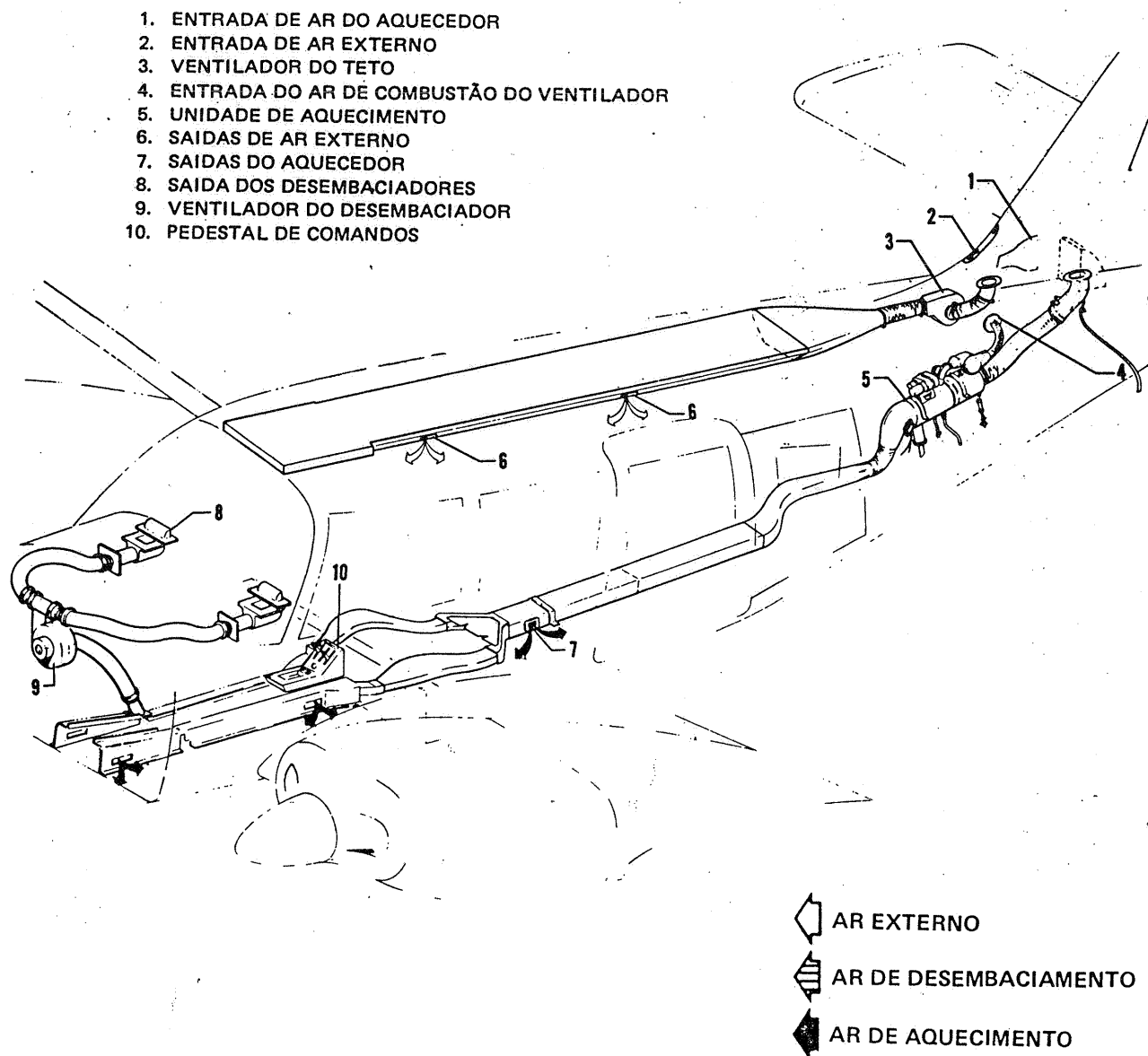
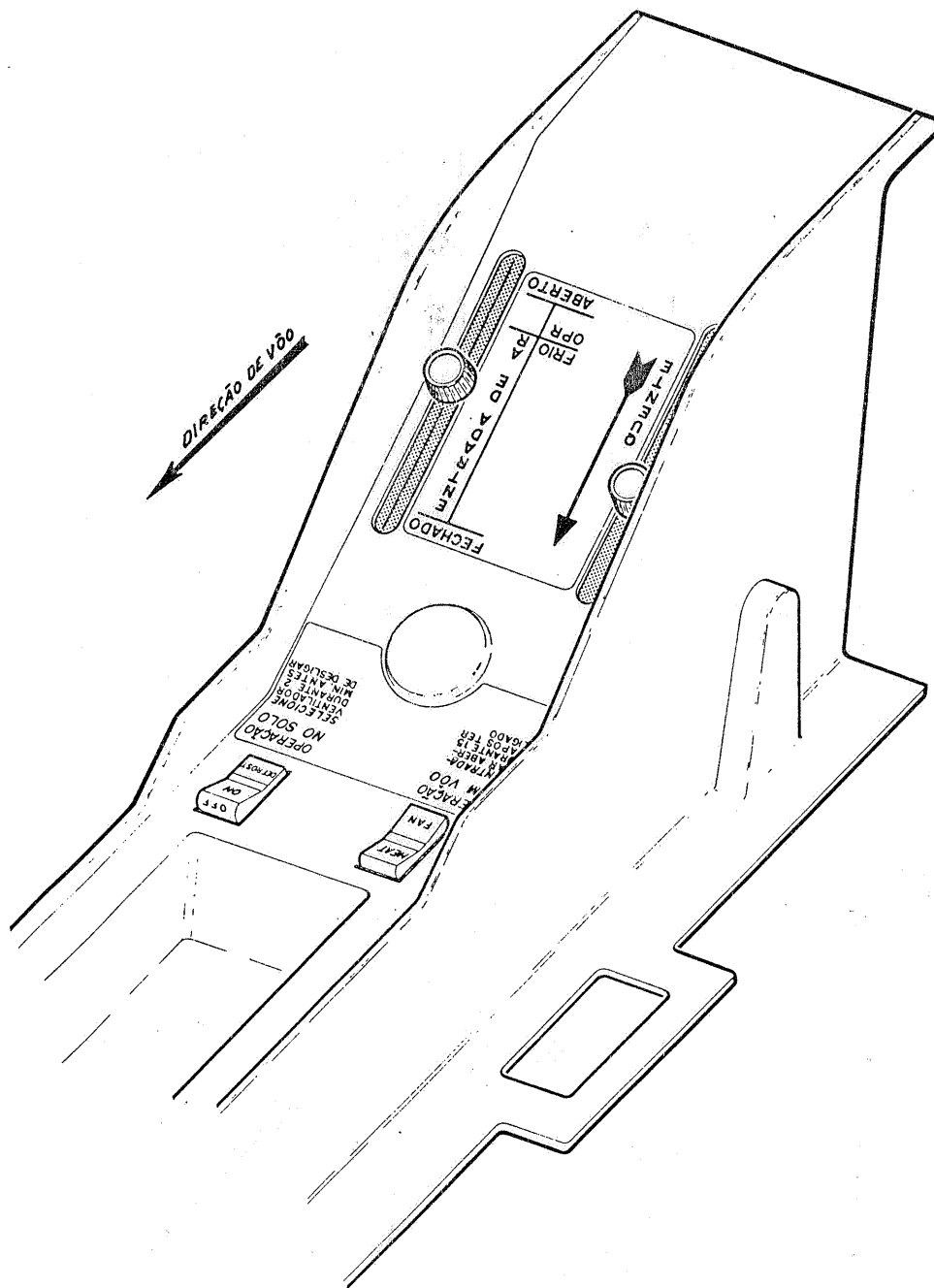



Figura 7-12. Sistema de Aquecimento, Ventilação e Desembaciamento.

aquecimento e desembaciamento.

O aquecedor utiliza combustível do sistema de combustível do avião. Uma bomba elétrica de combustível retira combustível do tanque direito a uma razão de, aproximadamente, 1,89 litros/h (1/2 US Gal/h). O combustível utilizado na operação do aquecedor deve ser levado em consideração quando do planejamento do vôo.

Figura 7-13. Pedestal de Comandos do Sistema de Aquecimento, Ventilação e Desembaciamento

7-27. CONFIGURAÇÕES DA CABINE

As poltronas do piloto e do co-piloto são ajustáveis para a frente e para trás. Todas as poltronas são reclináveis e possuem descanso de braço. As poltronas centrais e traseiras podem ser removidas facilmente para se obter um maior espaço para carga.

NOTA

Para remover as poltronas, libere suas travas apertando o botão existente atrás de cada perna traseira (poltronas centrais) ou atrás de cada perna dianteira (poltronas traseiras) e deslize a poltrona para trás. Trave as poltronas nos trilhos sempre que as instalar no avião.

Na configuração normal, uma poltrona extra pode ser instalada entre as duas poltronas centrais, para permitir à aeronave o transporte de sete ocupantes.
Todas as poltronas (exceto a poltrona extra) são fornecidas com apoios para cabeça, sendo as dos tripulantes ajustáveis verticalmente.
Os cintos de segurança das poltronas desocupadas devem ser apertados.
A cabine inclui uma janela de mau tempo para o piloto, cinzeiros, porta-mapas, cabide e alças de apoio, um acendedor de cigarros, pára-sóis, porta-jornais e revistas, atrás dos encostos das poltronas dianteiras e centrais, um extintor de incêndio e um sistema portátil de oxigênio fixado com os cintos sobre a sétima poltrona.
Na configuração executiva opcional (Aeronaves de N/S 810500 e seguintes), as poltronas centrais ficam voltadas para trás e não há disposição para o sétimo assento. Essas poltronas são fornecidas somente com cintos abdominais. A remoção das poltronas é obtida, removendo-se os dois parafusos fixadores das pernas traseiras e deslizando as poltronas para trás.
Um console de refrigerantes opcional, é instalado entre as poltronas centrais. A remoção deste é obtida da mesma maneira que as poltronas centrais.
Um sistema portátil de oxigênio, pode ser também instalado, opcionalmente, entre as poltronas centrais. O sistema de oxigênio utiliza os mesmos pontos de fixação do console de refrigerantes, sendo necessária a remoção do referido console.
Na configuração executiva, é oferecido uma mesa opcional, servindo às poltronas direitas. A mesa deve ser desarmada durante pousos e decolagens e deve ser armada somente após o nível de cruzeiro ter sido estabelecido.
Para remover a mesa executiva do compartimento traseiro de bagagens, destrave-a da base do anteparo de fixação. Afrouxe o cinto de amarração, e remova a mesa, levantando-a cinco centímetros para cima, até livrar os suportes. Não torça a mesa enquanto estiver presa nos suportes.
Para instalar a mesa segure-a no lugar e incline sua extremidade livre 30° para cima até as saliências arredondadas alinharem-se com os orifícios superiores de encaixe localizados abaixo da moldura da janela direita da cabine.
Mantenha as saliências no encaixe e abaixe a mesa para a posição de uso. As molas de retenção travarão a mesa quando esta estiver na posição correta.
Para alojar a mesa no compartimento de bagagem, remova-a, executando o procedimento inverso de instalação. Posicione a mesa com a superfície inferior voltada para trás, encaixe as fendas do suporte da mesa nos receptáculos de trava, instalados na chapeleira. Certifique-se de que o cinto não está atrás da mesa.

Com a mesa totalmente travada, cruze-a com o cinto e trave o prendedor localizado na base do anteparo de fixação.

Todas as poltronas são equipadas com cinto abdominal como equipamento padrão.

Nas poltronas dianteiras os cintos de ombro com carretilha inercial são instalados como equipamento padrão. Nas aeronaves de N/S 810453 a 810499 os cintos de ombro com carretilha inercial, são instalados opcionalmente nas poltronas centrais e nas aeronaves de N/S 810500 e seguintes essas poltronas não possuem cinto de ombro. As poltronas traseiras nas aeronaves de N/S 810453 a 810567 os cintos de ombro com carretilha inercial são oferecidos como equipamento opcional e a partir do N/S 810568 são instalados como equipamento padrão.

7-29. ALARME DE ESTOL

A proximidade de um estol é indicada por uma buzina de alarme de estol, que entra em funcionamento entre 5 a 10 nós acima da velocidade de estol. Uma leve trepidação irregular e uma ligeira mudança na atitude de arfagem podem, também, preceder o estol. As velocidades de estol são apresentadas em um gráfico na Seção 5 - "Desempenho". A buzina de alarme de estol, localizada atrás do painel de instrumentos, emite um som contínuo e difere da buzina de alarme do trem de pouso que emite um som intermitente de 90 ciclos por minuto. A buzina de alarme de estol é ativada por dois detectores de estol, instalados no bordo de ataque da asa esquerda, à esquerda da nacele do motor. O detector interno aciona o indicador quando os flapes estão a 25° e 40° e o externo, quando os flapes estão nas demais posições.

Um microinterruptor do amortecedor, no sistema de alarme de estol, não permite que as unidades sejam ativadas no solo.

7-31. BAGAGEIROS

O avião possui dois bagageiros independentes, sendo um dianteiro e outro traseiro. Cada bagageiro tem capacidade máxima para 45 kgf (100 lb) de carga. O acesso ao bagageiro dianteiro, localizado no nariz da aeronave, é obtido através de uma porta de carregamento, localizada no lado esquerdo da seção do nariz, e o acesso ao bagageiro traseiro, localizado atrás da quinta e sexta poltronas, é obtido através da porta traseira da cabine. Durante o vôo, o bagageiro traseiro é acessível pelo interior da cabine. As tiras de amarração de bagagem devem ser utilizadas durante todo o período de operação da aeronave. A porta de carga, localizada ao lado da porta traseira da cabine, facilita o carregamento de maiores volumes. Todas as portas utilizam a mesma chave.

NOTA

A chave da porta do bagageiro dianteiro só se libera quando a porta estiver fechada e travada.

A luz de serviço, localizada no interior do bagageiro dianteiro, acende automaticamente quando a porta do mesmo é aberta. Essa luz independe da posição do interruptor da bateria da aeronave; portanto, a porta do bagageiro dianteiro não deve ser mantida aberta ou entreaberta por períodos muito longos, a fim de evitar o descarregamento da bateria do avião.

NOTA

É responsabilidade do piloto certificar-se de que a localização do C.G. do avião está dentro dos limites operacionais permitidos, após ter sido embarcada a bagagem (consulte a Seção 6 - Peso e Balanceamento).

7-33. PINTURA

Todas as superfícies externas recebem um acabamento com laca acrílica.

7-35. FONTE EXTERNA DE ENERGIA ELÉTRICA

É oferecida uma instalação para fonte externa, que permite ao piloto operar os motores, sem necessidade de recorrer à bateria do avião. O cabo da bateria externa pode ser conectado a um soquete localizado no lado esquerdo da seção do nariz do avião. Ao dar a partida por meio de fonte externa, devem ser seguidas as instruções constantes de uma placa localizada sobre a tampa do soquete.
Para maiores instruções sobre o uso da fonte externa, consulte o parágrafo "Partida com a Fonte Externa", na Seção 4 deste Manual.

7-37. RELÓGIO

A hora e a data podem ser ajustadas operando-se o botão de reajuste automático RST, no modo relógio.
O mês é ajustado pressionando-se uma vez o botão RST, isto fará com que a data apareça junto com o lampejo do mês. Pressionando-se o botão de partida/parada ST — SP, os meses avançam um a cada segundo ou um a cada vez em que é pressionado, até que o mês desejado apareça. Para ajustar a data, pressione o botão RST mais uma vez ocasionando o lampejo da data e então pressione o botão de partida/parada ST — SP para o avanço até a data correta.
Para ajustar a hora correta, pressione o botão RST duas vezes, ocasionando o lampejo dos dígitos de horas. Pressione o botão ST — SP para o avanço até a hora correta.
Os minutos podem agora ser ajustados pressionando-se o botão RST novamente e ocasionando o lampejo dos dígitos de minutos. Ajuste para o próximo minuto na marca de zero segundos e pressione o botão RST para a fixação da hora anunciada. Na marca da hora, pressione momentaneamente o botão ST — SP para iniciar a contagem no segundo exato. Para que os minutos não avancem quando estiverem lampejando no módulo de ajuste, pressione o botão RST para que o relógio retorne ao seu módulo normal de marcação de horas sem alterar os minutos. Este processo é útil quando se muda de fuso horário, ocasião em que somente se modifica as horas.
A função de calendário avançará automática e corretamente a data de acordo com o calendário para quatro anos. Deve-se manualmente adicionar um dia em 29 de fevereiro nos anos bissextos. A data avança automaticamente à meia noite.
Para funcionar a função de teste, pressione ambos os botões RST e ST — SP ao mesmo tempo.

7-39. INTERRUPTORES DOS MANCHES

A fim de facilitar o comando da aeronave, estão instalados nos punhos dos manches alguns interruptores, os quais podem ser manejados sem que o piloto tenha necessidade de tirar as mãos do manche.

— Configuração A (Aeronaves equipadas com Piloto Automático Century 41)

1. INTERRUPTOR SINCRONIZADOR DE ARFAGEM (SINCRON. ARFAGEM)

   Este interruptor, instalado no punho direito do manche do piloto, quando acionado, desacopla o P.A., possibilitando comandos manuais nas atitudes de rolamento e de arfagem. Quando o interruptor é liberado, o P.A. reassume o controle de vôo, automaticamente.

2. INTERRUPTOR DO P.A. E COMANDO DO COMPENSADOR ELÉTRICO DO PROFUNDOR (TRIM)

   Este dispositivo é um conjunto de interruptores, instalados no punho esquerdo do manche do piloto.

   Quando a tecla central (P/A DESL.) é pressionada para baixo, o P.A. é desacoplado, sendo possível então, comandos sobre o ajuste do servo do compensador do profundor (TRIM). Para isto basta manter a tecla pressionada e movimentá-la para frente ou para trás, conforme necessário.

3. INTERRUPTOR DE DESACOPLAMENTO DO P.A. E INTERRUPÇÃO DO COMPENSADOR ELÉTRICO DO PROFUNDOR (INT. COMP. PROF. - P/A DESL.)

   Este interruptor, instalado no punho esquerdo do manche do piloto, quando acionado, desacopla o P.A. e interrompe a ação do servo do compensador do profundor. Quando liberado, este interuptor restabelece a ação do compensador elétrico do profundor, porém o P.A. não é reacoplado.

4. INTERRUPTOR DO MICROFONE (TRANSMISSÃO)

   Este interruptor, quando acionado, comanda a transmissão do sistema VHF ou HF. Está instalado na parte superior do punho esquerdo do manche do piloto e no punho direito do manche do co-piloto.

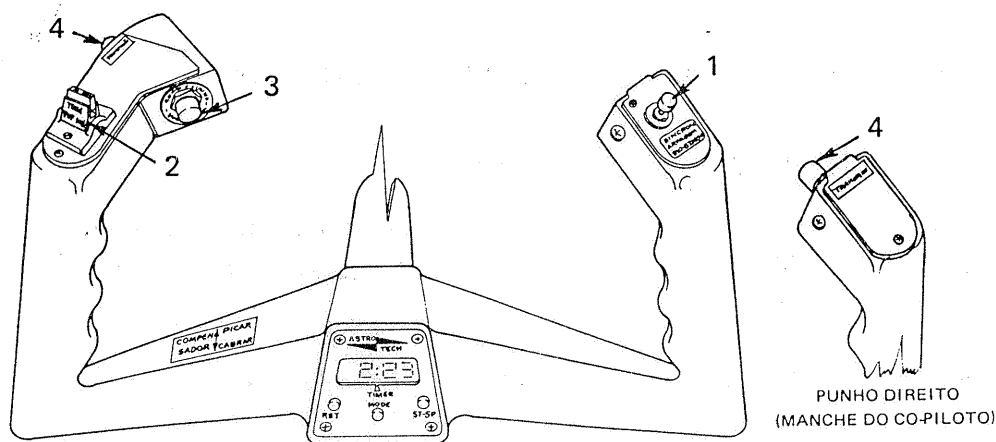



Figura 7-14. Interruptores dos Manches (Configuração A)

— Configuração B (Aeronaves equipadas com Piloto Automático King KFC-150)

1. CONJUNTO DE INTERRUPTORES NO MANCHE - Conjunto de interruptores instalados no manche da aeronave associado com os sistemas do Piloto Automático e com o compensador elétrico manual.

2. INTERRUPTOR DE DESACOPLAMENTO DO PILOTO AUTOMÁTICO/COMPENSADOR (A/P DISC/TRIM). Quando pressionado desacopla o Piloto Automático e cancela todos os modos de operação do Diretor de Vôo. Quando pressionado e mantido nessa posição interromperá toda energia elétrica para o compensador (o movimento do compensador sofre uma parada) desacopla o Piloto Automático e cancela todos os modos de operação do Diretor de Vôo.

3. INTERRUPTOR DE COMANDO MANUAL DO MANCHE (CWS). Quando pressionado, permitirá ao Piloto controlar a aeronave manualmente (desacopla os servos de arfagem e de rolamento) sem cancelar nenhum dos modos selecionados. Acoplará o Diretor de Vôo se ainda não havia sido desacoplado. Sincroniza automaticamente o Piloto Automático e Diretor de Vôo para a atitude de arfagem de quando o interruptor CWS foi solto, ou mantém a altitude do momento quando estiver operando no modo ALT HOLD. Cancelará o acoplamento GS. A aeronave terá que interceptar novamente a rampa de planeio para reacoplar o GS.

4. INTERRUPTORES DE CONTROLE DO COMPENSADOR ELÉTRICO DO PROFUNDOR - Uma unidade com interruptor bipartido (comando duplo), na qual a parte esquerda provê energia elétrica para acoplar a embreagem do servo do compensador e a parte direita para controlar a direção de movimento do motor do servo do compensador. Ambas as partes do interruptor de controle do compensador elétrico do profundor devem ser atuadas a fim de conseguir o acionamento do compensador na direção desejada. Quando o Piloto Automático está acoplado, o acionamento deste interruptor desacoplará automaticamente o Piloto Automático.

5. INTERRUPTOR DO MICROFONE (TRANSMISSÃO)

Este interruptor, quando acionado, comanda a transmissão do sistema VHF ou HF. Está instalado na parte superior do punho esquerdo do manche do Piloto e no punho direito do manche do co-piloto.

Figura 7-15. Interruptores dos Manches (Configuração B)

SEÇÃO 8

MANUSEIO, SERVIÇOS E MANUTENÇÃO DA AERONAVE

ÍNDICE

SEÇÃO 8

MANUSEIO, SERVIÇOS E MANUTENÇÃO DA AERONAVE

8-1. GENERALIDADES

Nesta Seção é apresentada uma orientação de caráter geral a respeito do manuseio no solo, manutenção e serviços no EMB-810D.
Todo proprietário deve manter-se em contato frequente com a NEIVA, através de sua Divisão de Assistência Técnica, ou de sua rede de revendedores e Oficinas Autorizadas, a fim de beneficiar-se dos serviços e informações atualizadas postos à sua disposição.
A NEIVA mantem interesse contínuo em proporcionar ao proprietário a maior eficiência de utilização de sua aeronave, conservando-a nas melhores condições operacionais. Com esse objetivo a NEIVA emite, periodicamente, Boletins de Serviço e de Informação concernentes ao avião.
Os Boletins de Serviço, são de especial importância, e devem ser cumpridos dentro dos prazos estabelecidos, referem-se, em geral, a condições onde a segurança de vôo é afetada e são, portanto, de primordial interesse para os pilotos. Determinados Boletins de Serviço se tornam de caráter "Mandatório" em função de emissão de Diretrizes de Aeronavegabilidade (DA's) pelo Centro Técnico Aeroespacial (CTA).
Os Boletins de Informação transmitem informações de caráter geral aos operadores, relacionadas com a melhor utilização do equipamento, procedimento de operação, etc.
A aplicabilidade das informações contidas na documentação técnica é dada pelo número de série da aeronave. É essencial que cada operador esteja perfeitamente familiarizado com o número de série de cada uma de suas aeronaves; esse número aparece na plaqueta de indentificação da aeronave.
A NEIVA, através de seus Revendedores e Oficinas Autorizadas, fornece aos proprietários os Boletins de Informação e uma notificação da emissão de Boletins de Serviço, os quais se encontram em posse do Revendedor ou Oficina Autorizada para a execução do serviço na aeronave. O Manual de Serviços e Catálogo de Peças são fornecidos a pedido, e mediante venda, através dos Revendedores e Oficinas Autorizadas da NEIVA.
Qualquer correspondência relativa ao seu avião deverá fazer referência ao tipo, modelo e número de série do avião, para assim garantir uma resposta adequada.

8-3. PERÍODOS DE INSPEÇÃO DA AERONAVE

Ocasionalmente, o Centro Técnico Aeroespacial (CTA) publica Diretrizes de Aeronavegabilidade (DA's) que se aplicam a determinados modelos de aeronave. São de caráter mandatório e devem ser cumpridas dentro dos prazos estipulados pelo CTA. Quando uma DA é emitida, a mesma é enviada aos Revendedores e Oficinas Autorizadas NEIVA que deverão dar conhecimento aos operadores de suas áreas. É obrigação do operador certificar-se de que todas as DA's aplicáveis às suas aeronaves estão devidamente incorporadas.
A inspeção inicial e das primeiras 50 horas são oferecidas gratuitamente pela NEIVA ao proprietário. O documento intitulado Garantia e Assistência Técnica é entregue ao proprietário junto com o avião e deve sempre ser conservado a bordo do mesmo. Este documento servirá para identificá-lo junto aos Revendedores Autorizados NEIVA e para habilitá-lo a ter um atendimento de serviços de conformidade com os termos legais desse documento. Se em trânsito, é seu título de garantia junto a

qualquer concessionário NEIVA.
De acordo com a IAC 3108-1177 do Departamento de Aviação Civil (DAC) toda aeronave deve ser submetida a uma inspeção na forma prescrita no Apêndice D do FAR PART 43 (FAA USA) a cada 100 horas de operação ou anualmente, o que ocorrer primeiro. A NEIVA apresenta no Relatório de Inspeção do Manual de Serviços, aplicável a cada modelo de aeronave, detalhes sobre inspeções de 100 horas que cobrem esta exigência.

É de extrema importância, para a segurança da aeronave, que os eventos específicos, relativos à mesma (pousos pesados, penetração em turbulência, aceleração além dos limites estabelecidos, etc) sejam devidamente reportados no livro de bordo, para que em seguida, a equipe de manutenção efetue as inspeções e os serviços requeridos em cada caso, sem o que a aeronave corre o risco de continuar a operar com uma eventual discrepância que pode afetar a segurança de vôo.

8-5. MANUTENÇÃO PREVENTIVA

A manutenção da aeronave deve ser executada de acordo com a regulamentação estabelecida pela IAC-3116-0578 do Departamento de Aviação Civil – DAC.
É responsabilidade do piloto verificar se a manutenção requerida e a aplicação das diretrizes de aeronavegabilidade estão sendo executadas com a periodicidade aprovada, através dos registros de manutenção efetuados nas cadernetas apropriadas.

8-7. MODIFICAÇÕES E REPAROS

Todas as modificações e reparos na aeronave ou nos seus sistemas devem ser executados por pessoal devidamente qualificado e conforme IAC-3116-0578-DAC; nos casos não previstos no Manual de Serviços, Boletins de Serviço ou outros documentos técnicos e oficiais emitidos e aprovados pela NEIVA, deve a execução dos mesmos receber aprovação prévia da autoridade governamental competente.

8-9. MANUSEIO NO SOLO

a. Reboque

O avião pode ser manobrado no solo, utilizando-se o garfo de reboque (que fica alojado no bagagei-

ro traseiro), no trem de pouso de nariz ou por equipamento motorizado (trator), que não danifique nem submeta o conjunto de comando de direção da roda do nariz a esforços excessivos.

ADVERTÊNCIA

- **Ao rebocar a aeronave com trator, não gire o trem de pouso de nariz de modo que exceda seu ângulo de movimento em qualquer direção, uma vez que isso danificará o trem de pouso do nariz e o sistema de direção da roda.**
- **Não reboque o avião com os comandos travados.**

Caso haja necessidade de utilizar cabos de reboque, estes devem ser fixados a ambos os amortecedores do trem de pouso principal, nos pontos mais altos dos tubos. Os cabos devem ter comprimento suficiente para que o nariz e/ou a cauda fiquem a uma distância não inferior a 4,6 m (15 pés) do equipamento de reboque e uma pessoa qualificada deverá estar na cabine para manter o comando direcional por meio dos freios.

b. Táxi

O táxi da aeronave só pode ser efetuado por pessoal devidamente qualificado e familiarizado com os procedimentos de partida e corte dos motores, suas limitações e com as técnicas de taxiamento. Devem ser observadas as áreas adjacentes à aeronave, no que se refere às zonas que receberão rajadas das hélices, zonas de perigo e ao espaço requerido para as manobras. Quando estiver assegurado que a área de táxi esteja livre, o freio deve ser solto e a potência aplicada para iniciar o táxi. As seguintes verificações devem ser efetuadas:

1. Mova o avião alguns metros à frente e aplique os freios para determinar a eficiência dos mesmos.
2. Execute o táxi com as manetes de hélice posicionadas em "MÁX RPM".
3. Durante o táxi, descreva curvas suaves para certificar-se da eficiência do comando direcional
4. Quando o táxi for próximo de construções ou outros objetos estacionários, observe a distância deixada para as asas. Se possível, tenha um auxiliar fora do avião acompanhando o táxi.
5. Ao taxiar em terreno acidentado, evite buracos e sulcos.
6. Não opere os motores em altas rotações durante o aquecimento ou durante o táxi em solo de pedras, cascalho ou qualquer outro material solto que possa danificar as pás das hélices.

c. Estacionamento

Quando estacionar o avião, certifique-se de que o mesmo ficará adequadamente protegido das intempéries e que não porá em perigo outros aviões estacionados nas proximidades. Recomenda-se que seja bem amarrado durante qualquer período que permanecer estacionado, quer para pernoite ou não.

1. Estacione o avião de frente para o vento, se possível.
2. O botão do freio de estacionamento está localizado na parte inferior esquerda do painel de instrumentos. Para aplicar o freio de estacionamento, pressione primeiramente os pedais do freio e mantenha, antes de puxar o botão. Para soltá-lo, pressione os pedais ao freio e mantenha-os nessa posição e então empurre o botão.

ADVERTÊNCIA

Recomenda-se cuidado se os freios forem aplicados para estacionamento quando estiverem superaquecidos ou em tempo frio, quando a umidade acumulada poderá congelar.

3. Os manches devem ser travados por meio do cinto de segurança da poltrona dianteira e as rodas devem ser bloqueadas convenientemente por meio de calços.

d. Amarração

O avião deve ser amarrado para sua imobilização, segurança e proteção. Para amarrá-lo adequadamente, proceda como segue:

1. Estacione o avião de frente para o vento, se possível.
2. Recolha os flapes.
3. Imobilize os ailerons e o profundor, passando o cinto de segurança pelos manches ajustando-o bem.
4. Calce as rodas.
5. Fixe os cabos de amarração às argolas de amarração existentes nas asas e ao patim de cauda, em ângulos de, aproximadamente, 45º em relação ao solo. Se forem utilizados cabos que não sejam de material sintético, amarre-os firmemente sem aplicar tensão excessiva, para evitar avarias na aeronave.

Não use nós corrediços simples.

NOTA

Uma precaução adicional contra ventos fortes inclui o uso de cabos de amarração nos garfos do trem de pouso e a fixação do leme.

6. Coloque a capa de proteção no tubo de Pitot. Contudo, não esqueça de removê-la antes do próximo vôo.
7. As portas da cabine e dos bagageiros deverão ficar trancadas, enquanto o avião permanecer estacionado.

8-11 SERVIÇOS NO FILTRO DE AR DO MOTOR

a. Remoção do Filtro de Ar do Motor

1. Remova a capota superior para obter acesso à caixa do filtro de ar.
2. Gire os quatro prisioneiros e remova a tampa da caixa do filtro de ar.

3. Retire o filtro de sua caixa.

b. Limpeza do Filtro de Ar do Motor.

Os filtros de ar de indução devem ser limpos, no mínimo, a cada 50 horas ou com mais frequência, até mesmo diariamente, se o avião for operado em locais onde haja muita poeira. Os filtros de reposição não são dispendiosos e recomenda-se ter um par sobressalente à mão para substituição rápida. Para limpar o filtro:

1. Dê leves batidas no filtro para remover partículas de sujeira. Não use ar comprimido ou absorventes de limpeza.
2. Inspecione o filtro. Se o elemento de papel estiver rasgado ou rompido, ou a junta de vedação estiver danificada, o filtro deverá ser substituído. A vida útil do filtro limita-se a um ano ou 500 horas, prevalecendo o que ocorrer primeiro.

c. Instalação do Filtro de Ar

Após a limpeza, coloque o filtro na caixa e instale a tampa. Fixe a tampa, girando os prisioneiros. Recoloque a capota.

8-13. SERVIÇOS NOS FREIOS

O sistema de freios é abastecido com fluído hidráulico MIL-H-5606. O nível do fluído deve ser verificado periodicamente ou em cada inspeção de 50 horas e, completado, quando necessário. O reservatório de óleo do freio está localizado na área de manutenção dianteira. Remova os quatro parafusos e gire o cone do nariz de fibra de vidro para a frente e para baixo. O reservatório está localizado na parte superior traseira do compartimento.

8-15. SERVIÇOS NO TREM DE POUSO

A suspensão da aeronave para serviços é feita em dois pontos de apoio para macacos, cada um localizado na parte externa de cada perna do trem de pouso principal. Antes de suspender o avião por macacos, fixe um suporte de cauda ao patim de cauda. Um lastro pesando aproximadamente 227 kg (500 lb) deve ser colocado no suporte de cauda.

ADVERTÊNCIA

Certifique-se de ter colocado lastro suficiente; caso contrário, o avião penderá para a frente, danificando a seção do nariz.

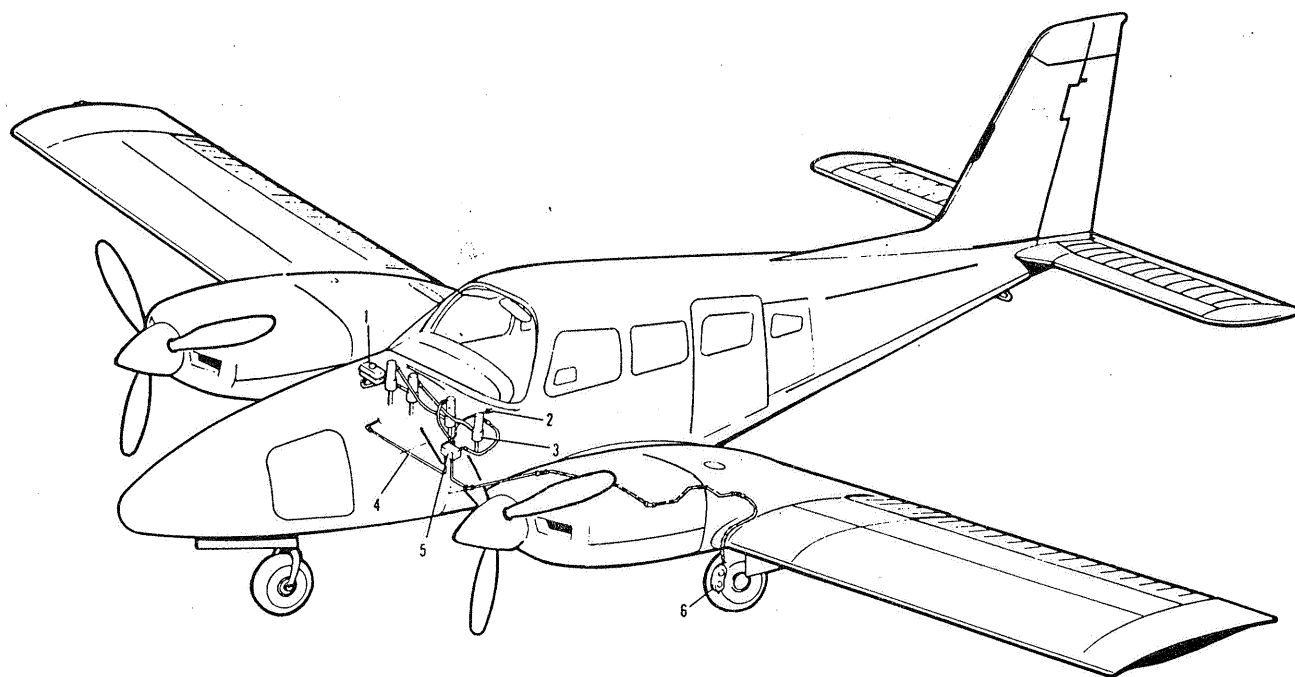
Os serviços nos amortecedores hidráulicos do trem de pouso do EMB-810D devem ser feitos de acordo com as instruções existentes nas próprias unidades. Os amortecedores hidráulicos do trem de pouso principal, sob carga estática normal (peso vazio da aeronave mais abastecimento total de combustível e óleo), devem deixar exposta uma extensão de aproximadamente 8,1 cm (3,2 pol). No trem de pouso do nariz deve ficar exposta uma extensão de aproximadamente 3,0 cm (1,2 pol). Consulte o Manual de Serviços do EMB-810D, para informações completas sobre os serviços nos amortecedores hidráulicos do trem de pouso.

1. RESERVATÓRIO DE FLUÍDO DO FREIO
2. CONJUNTO DO FREIO DE ESTACIONAMENTO
3. CILINDROS DO FREIO
4. LINHAS DO FREIO
5. VÁLVULA DO FREIO DE ESTACIONAMENTO
6. CONJUNTO DE FREIO

Figura 8-1. Sistema de Freios

8-17. SERVIÇOS NA HÉLICE

a. Hélices Mc Cauley

As hélices Mc Cauley utilizam pressão de óleo e força de compressão de molas para serem ativadas. As hélices são ajustadas pelo fabricante e não requerem serviços posteriores.

b. Hélices Hartzell

As hélices Hartzell utilizam pressão de óleo e de nitrogênio.
A carga de gás no cilindro da hélice deve ser mantida à pressão especificada no letreiro localizado na ponta da carenagem do cubo da hélice ("spinner"). A pressão no cilindro aumentará cerca de 1/3 psi para cada grau Fahrenheit de aumento de temperatura. O efeito deve ser considerado, quando verificar a pressão. A carga deve ser mantida exata e livre de excesso de umidade, já que a umidade pode congelar o pistão, durante o tempo frio. Recomenda-se o uso de nitrogênio seco.

PRESSÃO DE AR SECO OU NITROGÊNIO REQUERIDA NA CÂMARA EM FUNÇÃO DA TEMPERATURA AMBIENTE:		
TEMP. °C	TEMP. °F	PRESSÃO (PSI)
21° a 38°	70° a 100°	22 ± 2 lbs
4° a 21°	39° a 70°	17 ± 2 lbs
−18° a 4°	−0,4° a 39°	14 ± 2 lbs
−34° a −18°	−29° a −0,4°	9 ± 2 lbs

NOTA

Não verifique a pressão, nem proceda ao enchimento com a hélice embandeirada.

c. Hélices Hartzell e Mc Cauley

A carenagem do cubo da hélice ("spinner") e a placa traseira devem ser submetidas freqüentemente a limpeza e inspeção quanto a rachaduras. Antes de cada vôo, as hélices devem ser inspecionadas quanto à mossas, arranhões e corrosão. Ante a constatação da existência de qualquer desses defeitos, o reparo deve ser feito o mais cedo possível, por um mecânico licenciado, já que mossas ou arranhões produzem uma área de maior tensão, o que poderá conduzir à sérias rachaduras ou à perda de uma ponta de hélice. A face interna das pás, quando necessário deve ser pintada com tinta preta fosca para diminuir o ofuscamento. A superfície deve ser limpa e encerada periodicamente, como tratamento preventivo contra corrosão.

Não opere os motores equipados com hélices tripás Mc Cauley quando o encosto do "spinner" estiver instalado e o cone removido.

8-19. SERVIÇOS NO SISTEMA DE LUBRIFICAÇÃO DO MOTOR

Os motores Teledyne Continental têm capacidade para 7,6 litros (8 US quarts) de óleo para cada motor, sendo que a quantidade mínima de segurança é de 2,8 litros (3 US quarts) para cada motor. Recomenda-se que seja acrescentado óleo, se a quantidade cair para 5,7 litros (6 US quarts). Recomenda-se que o óleo do motor seja drenado e renovado a cada 100 horas ou a períodos mais curtos, se o avião estiver sendo operado sob condições desfavoráveis.
Os filtros de óleo do tipo fluxo total, (cartucho) devem ser substituídos a cada 50 horas de operação. São fornecidos abaixo os tipos de óleo em função das temperaturas:

VISCOSIDADE DO ÓLEO EM FUNÇÃO DA TEMPERATURA MÉDIA AMBIENTE		
TEMPERATURA	ÓLEOS DE VISCOSIDADE SIMPLES	
	TIPO AVIAÇÃO	SAE Nº
Abaixo de 4º C (40º F) Acima de 4º C (40º F)	1065 1100	30 50
TEMPERATURA	ÓLEOS DE MULTIVISCOSIDADE	
Abaixo de 4º C (40º F) Acima de 4º C (40º F)	SAE 10W30; SAE 15W50; SAE 20W50 SAE 15W50; SAE 20W50; SAE 20W60	

8-21. SISTEMA DE COMBUSTÍVEL

a. Serviços no Sistema de Combustível

As telas dos filtros de combustível devem ser limpas a intervalos de 50 horas ou 90 dias, prevalecendo o que ocorrer primeiro. Os filtros de combustível estão localizados na asa, entre as válvulas seletoras de combustível e as bombas auxiliares nas naceles. A tela do injetor de combustível está localizada no alojamento em que a linha de entrada de combustível está conectada com o injetor. Esta tela deve ser limpa a cada 50 horas de operação.

b. Especificação do Combustível

Neste avião, deve ser usada gasolina tipo aviação, com índice mínimo de 100 ou 100LL.
Considerando que a utilização de combustível de octanagem mais baixa pode acarretar sérios danos ao motor num curto espaço de tempo, a garantia do motor ficará invalidada, se for usado combustível com menor índice de octanas.
Quando não houver gasolina 100 ou 100LL disponível, deve ser usada gasolina com especificação comercial 100/130. Consulte a "Tabela Comparativa de Combustível" apresentada a seguir.
Para informações suplementares, consulte a edição do Continental Service Bulletin M82-8 — "Fuel and Oil Grades", atualizada.
A "Tabela 1" apresenta um resumo das especificações atuais, assim como a correspondente especificação anterior.
Esta aeronave está aprovada para operação com aditivo antigelo misturado ao combustível. O aditivo antigelo a ser usado deve estar de acordo com a especificação MIL-I-27686, e deve ser misturado uniformemente com o combustível durante o abastecimento, não devendo entretanto exceder à proporção de 0,15% do volume de combustível reabastecido. Para assegurar a sua efetividade

TABELA COMPARATIVA DE COMBUSTÍVEL

ESPECIFICAÇÃO COMERCIAL ANTERIOR (ASTM-D910)			ESPECIFICAÇÃO COMERCIAL ATUAL (ASTM-D910-79)			ESPECIFICAÇÃO MILITAR ATUAL (MIL-G-5572E) REVISÃO Nº 3		
OCTANAGEM	COR	MÁXIMO TEOR DE TETRAETILO DE CHUMBO (ml/US Gal)	OCTANAGEM	COR	MÁXIMO TEOR DE TETRAETILO DE CHUMBO (ml/US Gal)	OCTANAGEM	COR	MÁXIMO TEOR DE TETRAETILO DE CHUMBO (ml/US Gal)
80/87	Vermelha	0,5	80	Vermelha	0,5	80/87	Vermelha	0,5
91/98	Azul	2,0	* 100 LL	Azul	2,0	Nenhuma	Nenhuma	Nenhum
100/130	Verde	3,0	100	Verde	** 3,0	100/130	Verde	** 3,0
115/145	Púrpura	4,6	Nenhuma	Nenhuma	Nenhum	115/145	Púrpura	4,6

* EM ALGUNS PAÍSES O COMBUSTÍVEL COM ESPECIFICAÇÃO 100 LL É DE COR VERDE E DESIGNADO COMO "100 L".

** COMBUSTÍVEIS DE ESPECIFICAÇÃO COMERCIAL 100 E 100/130 OCTANAS (AMBOS DE COR VERDE), POSSUINDO UM TEOR DE TETRAETILO DE CHUMBO DE ATÉ 4 ml/US Gal, SÃO APROVADOS PARA USO EM TODOS OS MOTORES HOMOLOGADOS PARA OPERAÇÃO COM COMBUSTÍVEL DE 100/130 OCTANAS.

Tabela 1

não deve ser misturado em uma proporção inferior a 0,10% do volume de combustível reabastecido. Um volume de 44,4 ml (1,5 fluid oz) de aditivo antigelo dissolvido em um volume de 37,85 litros (10 US Gal) proporciona uma mistura dentro dos limites estabelecidos. O fabricante do aditivo fornece um misturador que deve ser utilizado. As instruções de mistura fornecidas pelo fabricante devem ser cuidadosamente seguidas, exceto como descrito nesta Seção.

ADVERTÊNCIA

- **Alguns combustíveis já contém aditivo antigelo pré-misturado pelo fabricante, e por esta razão dispensam a adição de aditivos antigelo.**
- **O uso do aditivo antigelo não elimina a necessidade de drenagem do sistema de combustível durante a inspeção pré-vôo.**
- **Assegure-se de que o aditivo é adicionado ao fluxo de combustível. A adição do aditivo deve iniciar depois e terminar antes do abastecimento de combustível. Tome cuidado para que o aditivo concentrado não entre em contato com as superfícies pintadas da aeronave ou com as superfícies internas dos tanques de combustível.**

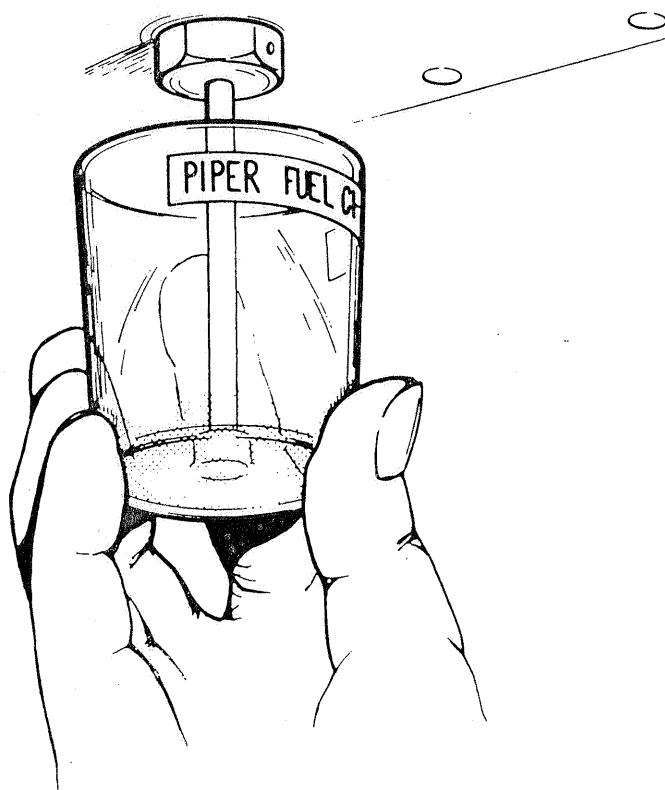



Figura 8-2. Copo de Drenagem do Tanque de Combustível

c. Abastecimento dos Tanques de Combustível

Tome todas as precauções necessárias ao lidar com gasolina. Encha os tanques até a base do bocal de abastecimento, com combustível conforme as especificações aplicáveis. Cada asa comporta um máximo de 242 litros (64 US Gal), perfazendo um total de 484 litros (128 US Gal), com os tanques intermediários instalados.

d. Drenagem do Filtro, Coletores e Linhas de Combustível

Cada filtro de combustível é fornecido com um dreno rápido, que deve ser drenado antes do primeiro vôo do dia ou após o reabastecimento, para averiguar a existência de contaminação do combustível. Em caso positivo, o combustível deve ser drenado, até que cesse o escoamento de contaminantes. Se este persistir após um minuto de drenagem, providencie a verificação do sistema de combustível.
Cada tanque de combustível possui um dreno rápido para verificação quanto à contaminação, o que deve ser efetuado de acordo com o procedimento acima. Os drenos de alimentação cruzada localizam-se no intradorso da fuselagem, próximo ao bordo de fuga do flape direito. Uma amostra do combustível drenado de cada tanque deve ser coletada em frasco transparente, para exame quanto à contaminação.

ADVERTÊNCIA

Sempre que drenar combustível, esteja seguro de estar excluído qualquer risco de incêndio, antes de dar partida nos motores.

e. Drenagem do Sistema de Combustível

O volume total de combustível pode ser drenado abrindo-se a válvula na extremidade interna de cada tanque ou por intermédio de sifão. O combustível remanescente nas linhas pode ser drenado através dos filtros e dos dois drenos localizados no intradorso da fuselagem, próximo ao bordo de fuga do flape direito.

8-23. PRESSÃO DOS PNEUS

Para obter uma utilização máxima dos pneus, conserve-os inflados à pressão correta (34 psi (2,39 kg/cm^2) para o pneu da roda do nariz e 46 psi (3,23 kg/cm^2) para os pneus das rodas principais). Os pneus das rodas principais podem ser intercambiados, se necessário, a fim de proporcionar um desgaste uniforme. Todas as rodas e pneus são balanceadas antes de sua instalação original e a relação entre o pneu, câmara e roda deve ser mantida, sempre que possível. Quando instalar novos componentes, poderá ser necessário rebalancear as rodas com os pneus montados. Rodas não balanceadas podem produzir enorme vibração, principalmente durante a decolagem. Ao verificar a pressão

dos pneus, verifique os mesmos quanto a desgastes, cortes, danos e escorregamento de sua posição nos aros das rodas.

8-25. SERVIÇOS NA BATERIA

O acesso à bateria de 12 volts/35 ampères-hora é obtido através do bagageiro do nariz. A bateria está localizada na parte dianteira do bagageiro. A caixa da bateria possui um tubo-dreno que normalmente é protegido com uma tampa. Qualquer acúmulo de eletrólito pode ser drenado através desse tubo. O nível de eletrólito da bateria deve ficar acima dos separadores. A bateria deve ser verificada a cada 30 dias para determinar o nível adequado do eletrólito e se as conexões estão apertadas e sem corrosão. Não utilize ácido na bateria, mas somente água destilada. Com um densímetro pode se verificar o percentual do eletrólito da bateria. Se a bateria não estiver carregada adequadamente, carregue-a à razão de 4 ampères inicialmente, passando à razão de 2 ampères no final. Cargas rápidas não são recomendadas.

O soquete para conexão da fonte externa, localiza-se no lado esquerdo da seção do nariz. Ao inserir ou retirar o plugue, certifique-se de que o interruptor da bateria está desligado. Utilize somente fonte externa de 12 Volts de corrente contínua.

Consulte o Manual de Serviços do EMB-810D quanto aos procedimentos de limpeza e manutenção da bateria.

8-27. PLAQUETA DE IDENTIFICAÇÃO DA AERONAVE

A plaqueta de identificação da aeronave está lozalizada no lado esquerdo da fuselagem, perto do bordo de ataque do profundor. O número de série deverá sempre ser mencionado, ao referir-se à aeronave em questões de manutenção ou garantia.

8-29. LUBRIFICAÇÃO

A lubrificação a intervalos regulares é um dos fatores essenciais na manutenção de uma aeronave. Consulte, no Manual de Serviços do EMB-810D, as instruções para a lubrificação e o gráfico que indica os pontos de lubrificação, os tipos de lubrificantes a serem usados, os métodos de lubrificação e a frequência recomendada.

8-31. LIMPEZA

a. Limpeza dos Compartimentos dos Motores

Antes de iniciar a limpeza do compartimento do motor, coloque uma tira de fita adesiva nos suspiros dos magnetos, a fim de impedir a entrada de solventes.

1. Coloque uma vasilha grande sob o motor para recolher os detritos.
2. Com a capota do motor removida, pulverize ou escove o motor com solvente adequado ou com uma mistura de solvente e desengraxante. Onde houver grande acúmulo de graxa e sujeira, poderá ser necessário escovar a área, mesmo que já tenha sido pulverizada.

ADVERTÊNCIA

Não pulverize solvente dentro do alternador, bomba de vácuo, motor de partida ou entradas de ar (inclusive as entradas alternativas).

3. Deixe o solvente no compartimento do motor por cinco a dez minutos. Em seguida, enxagüe bem com mais solvente e deixe-o secar

ADVERTÊNCIA

Não dê partida no motor enquanto o excesso de solvente não tenha evaporado ou tenha sido removido.

4. Remova a fita de proteção dos suspiros dos magnetos.
5. Lubrifique os comandos, superfícies de contato, etc, de acordo com o Gráfico de Lubrificação do Manual de Serviços do EMB-810D.

b. Limpeza do Trem de Pouso

Antes de limpar o trem de pouso, cubra a roda e o conjunto de freios com uma capa de plástico ou de material impermeável similar.

1. Coloque uma vasilha sob o trem de pouso para recolher os detritos.
2. Pulverize ou escove o trem de pouso com solvente ou com uma mistura de solvente e desengraxante. Onde houver grande acúmulo de graxa e sujeira, poderá ser necessário escovar a área mesmo que já tenha sido pulverizada.
3. Deixe o solvente no trem de pouso durante cinco a dez minutos. Em seguida, enxagüe o trem de pouso com mais solvente e deixe secar.
4. Remova a capa de proteção da roda e a vasilha de detritos.
5. Lubrifique o trem de pouso de acordo com o Gráfico de Lubrificação do Manual de Serviços do EMB-810D.

ADVERTÊNCIA

Não escove os microcontactores.

c. Limpeza das Superfícies Externas

O avião deve ser lavado com sabão neutro e água. Não use sabão abrasivo, sabão alcalino e detergentes, os quais podem arranhar as superfícies plásticas ou pintadas, ou provocar corrosão no metal. Cubra as áreas onde a solução de limpeza poderá causar danos. Para lavar o avião, proceda como segue:

1. Remova a sujeira solta com um jato d'água.

2. Aplique a solução de limpeza com um pano macio, uma esponja ou uma escova de cerdas macias.
3. Para remover as manchas dos gases de escapamento, deixe a solução repousar mais tempo sobre superfície.
4. Para remover as manchas de óleo e graxa de difícil remoção, use um pano macio umedecido em nafta.
5. Enxague bem todas as superfícies, e deixe secar.
6. Qualquer cera de boa qualidade para polimento de automóveis, pode ser usada para preservar as superfícies pintadas. Na limpeza ou no polimento use camurça ou panos de limpeza macios para evitar arranhões. Uma segunda aplicação de cera e polimento com mais força nas superfícies dos bordos de ataque reduzirão os problemas de abrasão nessas áreas.

d. Limpeza do Pára-Brisa e Janelas.

1. Com bastante água limpa, remova a sujeira, lama e outras partículas soltas da superfície externa.
2. Lave as superfícies internas e externas com sabão neutro e água morna ou com produto especial para limpeza de plásticos de avião. Use um pano macio ou uma esponja, num movimento de vaivém. Não esfregue com força.
3. Remova o óleo e graxa com um pano umedecido em querosene.

ADVERTÊNCIA

Na limpeza do pára-brisa e janelas, não use gasolina, álcool, benzina, tetracloreto de carbono, "Thinner", acetona ou aerosóis usados na limpeza doméstica.

4. Após a limpeza das superfícies de plástico, aplique uma camada fina de cera especial para polimento de "plexiglass". Esfregue suavemente com uma flanela macia, sem executar movimentos circulares.
5. Um arranhão ou escoriação mais séria no plástico pode ser eliminada, esfregando pó vermelho de brunir (usado por joalheiros) no local. Alisados os lados, aplique a cera.

e. Limpeza do Revestimento do Teto, Painéis Laterais e Poltronas

1. Limpe o revestimento do teto, painéis laterais e poltronas com uma escova de cerdas duras, usando o aspirador onde necessário.
2. A limpeza do estofamento, exceto couro, pode ser feita com um produto especial para limpeza de estofados, adequado ao tipo de material. Siga, cuidadosamente as instruções do fabricante. Evite encharcar e esfregar com força.

ADVERTÊNCIA

Solventes de limpeza exigem ventilação adequada.

3. Para limpeza de couro, use sabão para arreios ou sabão neutro e água.

f. Limpeza dos carpetes.

Para limpar os carpetes, remova primeiramente a sujeira solta com uma escova de cabo ou com um aspirador. Os pontos mais encardidos e manchas de difícil remoção devem ser limpos com fluido de limpeza a seco, não inflamável. Os carpetes do piso podem ser removidos e limpos como qualquer carpete doméstico.

8-33. ADAPTAÇÃO PARA OPERAÇÃO EM CLIMA FRIO

Para operações em clima frio, há um conjunto de adaptação a este tipo de operação, que é instalado na seção externa da face de captação de ar do radiador de óleo. Este conjunto deve ser instalado sempre que a temperatura ambiente for de 10° C (50° F) ou menos. Quando o conjunto não estiver em uso, pode ser guardado num suporte existente para essa finalidade, no bagageiro dianteiro, do lado esquerdo, em frente à porta.

Suplemento	Designação	Página
	Generalidades	9-1
1.	Sistema Portátil de Oxigênio Scott MK-III	9-3
2.	Piloto Automático Century 41	9-7
3.	Radar Meteorológico Monocromático BENDIX RDR-160	9-17
4.	Sincronizador de Hélice	9-23
5.	Transmissor Localizador de Emergência	9-25
6.	Sistema de Comunicação COLLINS HF-200	9-29
7.	Radar Meteorológico BENDIX RDR-160XD/IN-232A	9-35
8.	Indicador Radiomagnético (RMI)	9-45
9.	Piloto Automático KING KFC-150	9-47
10.	Radar Meteorológico Colorido KING	9-63
11.	Piloto Automático CENTURY III	9-73
12.	Transponder COLLINS TDR-950/950L	9-79
13.	Sistema de Controle de Áudio KING KMA 24	9-81
14.	Sistema de Navegação ADF KING KR 87	9-85
15.	Sistema de Rádio Comunicação e Navegação VHF KING KX 165	9-91
16.	Sistema Pictorial de Navegação KING KCS 55A	9-97
17.	Sistema DME KING KN 62A	9-105
18.	Transponder KING KT 76A	9-109
19.	Sistema de Comunicação COLLINS HF 230	9-113
20.	Radar Meteorológico BENDIX RDS-82	9-121
21.	Radar Meteorológico BENDIX RDS-81	9-133
22.	Transmissor Localizador de Emergência P/N TPN AE 10027-001	9-145
23.	GPS Navigation System KING KLN 90/90A	9-151
24.	GPS Navigation System KING KLN 90B	
25.	Radar Meteorológico Bendix/King RDR 2000	

SEÇÃO 9

SUPLEMENTOS

9-1. GENERALIDADES

Esta Seção apresenta informações, sob a forma de Suplementos, que são necessárias à operação do avião, quando equipado com sistemas e equipamentos opcionais, não fornecidos com o avião-padrão.

Todos os Suplementos aqui apresentados são aprovados pela Divisão de Homologação Aeronáutica (FDH), recebendo numeração consecutiva, como parte permanente deste Manual. As informações constantes de cada Suplemento serão aplicáveis somente se o equipamento a que se referirem estiver instalado no avião.

Cada suplemento se compõe de:

SEÇÃO 1 – GENERALIDADES

Apresenta uma descrição do assunto tratado pelo suplemento.

SEÇÃO 2 – LIMITAÇÕES

Estabelece as limitações específicas do equipamento e/ou alteração nas limitações operacionais da aeronave (Seção 2 do Manual), introduzidas pelo equipamento, quando instalado.

SEÇÃO 3 – PROCEDIMENTOS DE EMERGÊNCIA

Relaciona os procedimentos a serem seguidos para operação do equipamento, quando essencial, de forma a garantir a segurança da aeronave e, sob forma de adição ou alteração dos procedimentos de emergência estabelecidas na Seção 3 do Manual.

SEÇÃO 4 – PROCEDIMENTOS NORMAIS DE OPERAÇÃO

Relaciona os procedimentos para operação normal do equipamento e/ou alterações nos procedimentos normais de operação da aeronave estabelecidos na Seção 4 do manual.

SEÇÃO 5 – DESEMPENHO

Quando aplicável, apresenta as características de desempenho do equipamento específico e/ou alterações no desempenho da aeronave introduzidas pela instalação do equipamento.

SEÇÃO 9
SUPLEMENTO 1
SISTEMA PORTÁTIL DE OXIGÊNIO - SCOTT MK-III

SEÇÃO 1 – GENERALIDADES

Este Suplemento, fornece as informações necessárias à operação da aeronave, caso esteja instalado o sistema portátil de oxigênio opcional Scott MK-III. As informações constantes deste Suplemento devem ser utilizadas em conjunto com o Manual completo.
Este Suplemento foi aprovado pela Divisão de Homologação Aeronáutica (FDH), como parte integrante e permanente deste Manual, nele devendo permanecer inserido, sempre que o sistema portátil de oxigênio estiver instalado.
Este sistema portátil de oxigênio é projetado para prover oxigênio suplementar para a tripulação e passageiros durante vôos em altitudes elevadas (acima de 10000 pés). Com as poltronas centrais voltadas para a frente, o sistema é fixado à poltrona central extra. Com as poltronas centrais voltadas para trás, é instalado entre elas.
O sistema consiste-se basicamente de dois estojos de cilindros e seis máscaras de oxigênio. Cada estojo é equipado com um cilindro de oxigênio de 0,62 m^3 (22 $pés^3$), um indicador de quantidade de oxigênio, um botão de controle de fluxo e dois receptáculos para conexão das mangueiras.
Duas mangueiras alimentam individualmente duas máscaras. As outras quatro máscaras utilizam duas mangueiras duplas com conectores de dupla saída. Isso possibilita, a utilização de seis máscaras com apenas quatro receptáculos.
Cada cilindro fica dentro de um estojo portátil e possui um indicador de quantidade de oxigênio e um botão de controle de fluxo. Em cada estojo existem dois receptáculos, localizados abaixo do indicador de quantidade de oxigênio e do botão de controle. As máscaras para as duas poltronas traseiras ficam alojadas nos porta-revistas das poltronas centrais e as demais nos próprios estojos.
Quando completamente cheio, cada cilindro contém oxigênio à pressão de 1850 psi (130,1 kg/cm^2), a 21°C (70°F). O bujão de carregamento está situado atrás de cada unidade e possui uma tampa.
Quando houver previsão de vôo em grande altitude é necessário determinar se a quantidade de oxigênio disponível é adequada para o vôo pretendido, e se os passageiros estão instruídos quanto à utilização do sistema. Quando o oxigênio se tornar necessário, coloque o conector da máscara em um receptáculo e, trave-o, girando-o aproximadamente 1/4 de volta. Coloque as máscaras e gire o botão de controle de fluxo totalmente no sentido anti-horário (aproximadamente duas voltas completas).
Cada conjunto de máscara possui um indicador de fluxo. Quando não é notada a presença da bolinha vermelha no indicador, o oxigênio estará fluindo normalmente, porém, caso ela apareça durante um período de vôo em que o oxigênio seja essencial, é necessário descer imediatamente para uma altitude de segurança.
Sempre que as máscaras não estiverem sendo usadas, desconecte-as do receptáculo e aloje-as nos locais apropriados. A fim de evitar a perda desnecessária de oxigênio, somente as máscaras que estão sendo usadas devem ser conectadas. Sempre que a mangueira estiver conectada ao receptáculo e o botão de controle estiver aberto o oxigênio fluirá continuamente pela máscara.
Quando um conector de dupla saída estiver acoplado, as duas máscaras correspondentes devem estar sendo usadas. A máscara poderá ser danificada, se não for guardada.

ADVERTÊNCIA

É expressamente proibido fumar quando o oxigênio estiver sendo usado por qualquer pessoa dentro do avião.

Para cortar o fluxo de oxigênio, o botão de controle deve ser fechado, girando-se totalmente no sentido horário.
Para evitar incêndio, devem ser mantidos longe do sistema de oxigênio: óleo, graxa, fluído hidráulico, tinta e qualquer outro material inflamável.

SEÇÃO 2 – LIMITAÇÕES

a. É proibido fumar durante a operação do sistema de oxigênio.

b. A aeronave fica limitada a seis ocupantes, quando estiverem instaladas duas unidades de oxigênio.

c. A aeronave fica limitada a quatro ocupantes, quando estiver instalada uma unidade de oxigênio.

d. Duração da carga de oxigênio:

Nº DE PESSOAS UTILIZANDO CADA UNIDADE	DURAÇÃO EM HORAS EM FUNÇÃO DA ALTITUDE			
	10.000 pés	15.000 pés	20.000 pés	25.000 pés
1	6,3	4,7	3,8	3,3
2	3,2	2,4	1,9	1,7
3	2,1	1,6	1,3	1,1
4	1,6	1,2	0,95	0,8

NOTA

Para seis ocupantes, a duração máxima do oxigênio será obtida se cada unidade for utilizada por três pessoas. Consulte o quadro acima para obter a duração do oxigênio em função do número de pessoas utilizando cada unidade do sistema.

SEÇÃO 3 – PROCEDIMENTOS DE EMERGÊNCIA

a. O tempo de lucidez de uma pessoa a 25.000 pés é de, aproximadamente, 3 minutos.

b. Se o fluxo de oxigênio for interrompido, conforme acusado pelos indicadores de fluxo ou por sintomas de anoxia:

   1. Instale um outro conjunto de máscara, se disponível.
   2. Instale a conexão da máscara em um receptáculo não utilizado se houver.

3. Caso o fluxo não possa ser restabelecido, desça imediatamente para uma altitude inferior a 12.500 pés, executando o Procedimento de Descida em Emergência, constante na Seção 3.

Caso seja necessária uma descida de emergência, recue completamente as manetes de potência e posicione as manetes de hélice em MAX RPM. Ajuste a mistura a fim de obter uma operação suave do motor. Abaixe o trem de pouso a 130 nós V_i e mantenha essa velocidade.

SEÇÃO 4 — PROCEDIMENTOS NORMAIS

INSPEÇÃO PRÉ-VÔO

a. Verifique a quantidade de oxigênio

b. Instalação (poltronas centrais voltadas para a frente)

1. Remova a poltrona central extra e prenda as unidades de oxigênio à poltrona, utilizando as correias fornecidas para essa finalidade.
2. Reinstale a poltrona e fixe-a, ajustando firmemente o cinto de segurança ao redor da poltrona, atrás das unidades de oxigênio

c. Instalação (poltronas centrais voltadas para trás)

1. Instale a base entre as poltronas centrais, utilizando a fenda para os pontos de fixação dianteiros e os parafusos para os traseiros.
2. Empurre os cilindros de oxigênio para a posição na parte superior da base, certificando-se de que as alças estão fixas às fendas e os pinos de travamento levantados.

d. Coloque o sistema em funcionamento e verifique os indicadores de fluxo em todas as máscaras. As máscaras para as duas poltronas traseiras ficam alojadas nos porta-revistas das poltronas centrais e as demais nos próprios estojos.

EM VÔO

a. Ajuste a máscara de oxigênio
b. Ponha o sistema em funcionamento
c. Monitore os indicadores de fluxo e de quantidade de oxigênio

Evite o uso da unidade de oxigênio quando o ponteiro do indicador de quantidade de oxigênio se aproximar da área vermelha. É proibida a utilização da unidade de oxigênio, se antes do vôo a indicação estiver próxima da área vermelha.

SEÇÃO 5 — DESEMPENHO

A inclusão deste Suplemento não acarreta modificação no desempenho básico, constante da Seção 5 deste Manual de Operação.

SEÇÃO 9

SUPLEMENTO 2

PILOTO AUTOMÁTICO CENTURY 41

SEÇÃO 1 – GENERALIDADES

Este Suplemento fornece as informações necessárias à operação do avião, quando estiver instalado o Piloto Automático CENTURY 41, opcional, Modelo AK865 ou Piloto Automático CENTURY 41 FLIGHT DIRECTOR, Modelo AK881/FD de acordo com a STC SA3371 SW–D. As informações contidas neste Suplemento, devem ser utilizadas em conjunto com o Manual completo.
Este Suplemento foi aprovado pela Divisão de Homologação Aeronáutica (FDH), como parte integrante e permanente deste Manual, nele devendo permanecer inserido, sempre que o Piloto Automático CENTURY 41 ou CENTURY 41 FLIGHT DIRECTOR estiver instalado.

SEÇÃO 2 – LIMITAÇÕES

a. É proibida a operação do piloto automático a velocidades superiores a 180 nós V_i (V_{mo} do piloto automático).

b. O piloto automático deve permanecer desligado, durante decolagens e aterragens.

c. Um letreiro com a inscrição "TESTE O COMPENSADOR ANTES DO VÔO" deve estar em local claramente visível para o piloto.

d. São proibidas manobras de arremetida, com o piloto automático acoplado (Ver Seção 4, ítem a).

e. Somente para operações de Categoria I.

SEÇÃO 3 – PROCEDIMENTOS DE EMERGÊNCIA

a. Piloto Automático

No evento de uma pane do piloto automático, ou a qualquer momento em que o mesmo não estiver correspondendo ao comando, não tente identificar o problema. Reassuma o comando da aeronave, sobrepujando e desacoplando imediatamente o piloto automático. Isto desativará os sistemas do compensador automático e do piloto automático. Se a pane for no sistema do compensador automático, poderá haver uma força residual nos comandos após o sistema ter sido desligado. Esteja preparado quanto a qualquer força residual de compensação e compense novamente como necessário, usando o sistema manual de compensação do avião.

NOTA

Não sobrepuje o eixo de arfagem do piloto automático por mais de 3 segundos, aproximadamente, pois o sistema de compensação automática irá causar um acréscimo nos esforços necessários para sobrepujamento em arfagem.

1. O piloto automático pode ser desacoplado:

   a. Comprimindo-se o interruptor tipo barra "AP OFF" do compensador, no manche do piloto.

   b. Comprimindo-se o interruptor "AP ON—OFF" no painel do piloto automático.

   c. Comprimindo-se o interruptor geral de desacoplamento, no manche do piloto.

2. O compensador automático pode ser desacoplado:

   a. Comprimindo-se o interruptor do piloto automático "ON—OFF", para a posição "OFF".

   b. Colocando o interruptor do compensador automático na posição "OFF".

   c. Comprimindo-se o interruptor geral de desacoplamento, no manche do piloto.

Após o sistema em pane haver sido identificado, desarme o disjuntor do mesmo e não opere o sistema, até que o defeito tenha sido corrigido.

3. Operação Monomotor:

   a. Falha do motor durante aproximação com piloto automático acoplado: desacople o piloto automático e prossiga a aproximação manualmente.

   b. Falha do motor durante subida normal, vôo de cruzeiro ou descida: compense a aeronave e siga os procedimentos normais para vôo monomotor.

   c. Mantenha o avião compensado direcionalmente, durante toda a operação monomotor.

NOTA

A operação monomotor abaixo da V_{YSE} (Linha Azul), pode exigir aplicação do leme pelos pedais para manter o avião direcionalmente compensado dependendo da configuração e da potência que estiver sendo aplicada.

4. Perda de Altitude Durante a Pane:

   a. Uma pane do piloto automático durante a subida, cruzeiro e descida, com uma demora de 3 segundos no início da recuperação, poderá resultar em até 60 graus de inclinação lateral e perda de altitude de 700 pés. É a perda máxima de altitude medida a 180 nós V_i, durante a descida em grandes altitudes.

   b. Uma pane do piloto automático, durante uma aproximação, com demora de 1 segundo no início de recuperação, poderá resultar em até 30 graus de inclinação lateral e perda de altitude de 100 pés . É a perda máxima de altitude, medida com flapes 10°, trem de pouso abaixado, e operando tanto acoplado como desacoplado, mono ou bimotor.

b. Bússola.

1. Operação de Emergência com Indicador de Curso (HSI).

   a. Bandeira HDG aparecendo:

1. Verifique o manômetro do sistema de giros quanto a uma indicação adequada (pressão mínima 4 pol. Hg.).
2. Verifique se o disjuntor da bússola está armado.
3. Observe o indicador de curso quanto a operação adequada.

b. Para desacoplar o limbo da bússola, desarme o disjuntor e utilize a bússola magnética como referência de proa.

NOTA

Se o limbo da bússola estiver inoperante, o piloto automático não deve ser usado.

c. Com o limbo da bússola desacoplado, as indicações de VOR/localizador e Glide Slope, continuam válidas; use o botão de ajuste do limbo da bússola, de modo que o limbo coincida com as indicações da bússola magnética.

d. Falha de Sincronização (incapacidade do giro direcional auto-alinhar-se).

1. Verifique se o interruptor de acoplamento do giro direcional está na posição 1 (se equipado com interruptores de acoplamento nº 1 e nº 2), ou na posição "Acoplado", quando equipado com interruptor de "Acoplado" e "Giro Livre".
2. Verifique o aparecimento da bandeira HDG.
3. Verifique se o disjuntor da bússola está armado.
4. Reajuste o limbo da bússola, observando o indicador da bússola giro magnética, no próprio indicador de curso (HSI).

NOTA

A agulha do indicador da bússola giromagnética inoperante ou deslocada totalmente em uma direção, indica uma falha no sistema de acoplamento.

5. Selecione o servo amplificador nº 2, se equipado. Se não equipado, proceda conforme o ítem 7.
6. Reajuste o limbo da bússola, observando o indicador da bússola giromagnética no próprio indicador de curso (HSI). Se não for obtida uma indicação de acoplamento correta, proceda conforme o ítem 7.
7. Selecione o interruptor para o modo "Giro Livre" e periodicamente ajuste o limbo da bússola, operando como Giro Livre.

NOTA

No modo "Localizador", as setas "TO–FROM" podem permanecer invisiveis, dependendo do tipo de conversor NAV usado na instalação.

SEÇÃO 4 – PROCEDIMENTOS NORMAIS

a. Procedimentos de Operação Normal

NOTA

O piloto automático é equipado com uma buzina de alarme P/A "DESLIGADO" (A/P OFF) a qual soará por aproximadamente 4 segundos, toda vez que o piloto automático estiver desacoplado. Isto será acompanhado pelo acendimento intermitente de uma mensagem "A/P" no anunciador remoto do piloto automático, por aproximadamente 5 segundos.

A buzina pode ser silenciada antes do tempo de 4 segundos previsto:

1. Comprimindo-se a tecla do P.A. no comando do compensador elétrico do profundor.
2. Reacoplando o piloto automático.

NOTA

Se o piloto automático estiver equipado com Diretor de Vôo (Flight Director), o mesmo precisa ser ligado antes de se acoplar o piloto automático. Qualquer modo do piloto automático pode ser pré-selecionado e será retido com o acoplamento do mesmo.

ADVERTÊNCIA

Somente as versões do Piloto Automático com Diretor de Vôo (Flight Director), são equipadas com um interruptor remoto de arremetida instalado no punho da manete de potência do motor esquerdo. Quando é selecionado o modo G/A (ARREMETIDA), o piloto automático desacoplará e a buzina soará. O piloto pode usar o Diretor de Vôo, para orientação de arremetida. Após o avião estar estabilizado em uma subida, com o trem de pouso e flapes recolhidos, o piloto automático pode ser reacoplado e manterá o modo "G/A" (ARREMETIDA). As versões simples de Piloto Automático (sem F/D) não possuem o interruptor (G/A) de ARREMETIDA.

- Se não for desejado o acoplamento do Glide Slope, enquanto estiver operando o localizador (localizer) utilize o modo "NAV" ou "REV" no lugar do modo "APPR".

- Consulte o Manual do Operador, do Edo-Aire Mitchell Century 41, P/N 685803, datado de 1-79, para maiores informações sobre "Descrição do Sistema" e "Procedimentos Normais de Operação".

b. Inspeção Pré-Vôo.

NOTA

Durante a verificação funcional do sistema, deve ser fornecido ao mesmo uma voltagem D.C. adequada (no mínimo 12,0 volts DC) e uma pressão de ar para os instrumentos de 4,2 pol. Hg. no mínimo. É recomendado que no mínimo um motor esteja operando a fim de obter estes valores com maior precisão, e que o avião seja posicionado em uma atitude nivelada, durante o teste funcional.

1. PILOTO AUTOMÁTICO

— Se equipado com Diretor de Vôo, (Flight Diretor) o mesmo deve ser ligado (ON)

— Acople o piloto automático posicionando a tecla "LIGA–DESLIGA (ON–OFF)", em "ON" no painel programador.

— Gire o índice de proa HDG, no Giro Direcional, para a esquerda e para a direita e verifique se os movimentos do manche correspondem ao comando HDG solicitado.

— Pressione o botão do canal de arfagem primeiramente para cima (UP) e depois para baixo (DN) e verifique se o manche descreve movimentos correspondentes para frente e para trás. O compensador automático deverá seguir os comandos de arfagem solicitados, após uma demora de aproximadamente três segundos.

— Segure o manche e sobrepuje os servos dos canais de rolamento (Roll) e de arfagem (Pitch) para assegurar-se da capacidade de sobrepujamento.

— Mantenha os comandos firmes e desacople o piloto automático ativando o interruptor do compensador, no manche.

— Verifique os comandos quanto ao curso total de movimentos de rolamento (Roll) e arfagem (Pitch), para certificar-se do desacoplamento completo do piloto automático.

— Compense novamente a aeronave para a decolagem.

c. Sistema de Compensação.

O piloto automático é dotado de um sistema de compensação elétrico para o profundor, tendo dois modos de operação. Quando o piloto automático está acoplado e o interruptor geral do compensa-

dor (trim master switch) está ligado (ON) o compensador elétrico automático está ativado. Quando o piloto automático está desacoplado, o comando do compensador elétrico do profundor pode ser atuado pelo uso do interruptor existente no manche ou pelo uso do volante do compensador. O sistema de compensação elétrico do profundor, foi projetado para suportar qualquer tipo de falha comum, mecânica ou elétrica, sem resultar em qualquer descontrole na operação. O sistema é dotado de um circuito automatizado de auto teste em combinação com uma verificação funcional, descrita abaixo, que detectará falhas internas as quais de outra maneira permaneceriam indeterminadas comprometendo as propriedades de segurança contra falhas do sistema. Uma operação correta do sistema é, entretanto conseguida executando-se antes do primeiro vôo de cada dia a verificação pré-vôo apresentada a seguir. Se o sistema de compensação apresentar falhas durante qualquer fase de execução deste teste, desligue o interruptor do compensador automático e desarme o disjuntor do circuito, até que a pane seja corrigida.

O botão de comando do compensador elétrico, localizado, no punho esquerdo do manche do piloto, tem duas funções:

1. Quando a barra superior (AP OFF) é pressionada, o piloto automático é desacoplado.
2. Quando a barra superior é pressionada e o interruptor tipo tecla é movido para a frente, ocorre compensação no sentido de picar e quando movido para trás, ocorre compensação no sentido de cabrar.

Comando do Compensador — Antes do Primeiro Vôo do Dia.

1. Interruptor geral do compensador — Ligue (ON)
2. Verifique a operação de compensação normal, para cabrar (UP) e para picar (DOWN), com o interruptor do manche do piloto.
3. Pressione somente a barra central, em seguida solte-a.
4. Empurre o interruptor tipo tecla para a frente e para trás somente. O compensador não deverá operar em nenhuma das duas posições.

Qualquer falha nas operações precedentes, indica a existência de uma pane no sistema e o Comando do Compensador não deverá ser operado até que a pane seja identificada e corrigida.

Compensação Automática — Antes do Primeiro Vôo do Dia.

1. Verifique se o interruptor geral do compensador está ligado (ON) e o piloto automático desligado (OFF).
2. Mantenha pressionado o botão "TEST", no painel anunciador.

Verifique a seguinte seqüência. (Cada item demorará aproximadamente dois segundos).

a. Todas as luzes anunciadoras de pane "FAIL" e "AP" acenderão intermitentemente.
b. As luzes do compensador automático piscam, ficam estáveis e em seguida piscam novamente.
c. Todas as luzes permanecem acesas.

d. Após três à cinco segundos, as luzes do compensador automático "AUTOTRIM" e "FAIL" continuam piscando.

3. Com o botão "TEST" no painel anunciador ainda comprimido, verifique se o compensador não operará em nenhuma direção, usando-se o interruptor do manche.

4. Solte o botão "TEST". Todas as luzes, com exceção de HDG e ATT, deverão apagar.

Qualquer divergência com a seqüência acima, indica a existência de falha, no sistema primário ou no circuito monitor. O piloto automático e o sistema de compensação elétrica, não deverão ser operados, até que a pane seja identificada e corrigida.

ADVERTÊNCIA

Verifique a posição do compensador, antes de iniciar a decolagem.

d. Diretor de Vôo (Flight Director).

1. Verifique se o disjuntor está armado
2. Interruptor F/D do Diretor de Vôo, no indicador de atitude ligado.
3. Botão de controle do canal de arfagem "DN — UP" — verifique se o indicador de comando de arfagem move apropriadamente.
4. Índice de proa (HGD) — RT — LT (Direita - Esquerda) — verifique se o indicador de rolamento move apropriadamente.

e. Bússola

1. Verifique se o interruptor de acoplamento está na posição, "Acoplado", (quando equipado com interruptor de "Acoplado" e "Giro Livre") ou nas posições n.o 1 ou n.o 2 (quando equipado com interruptor de acoplamento n.o 1 e n.o 2). (Sistemas de acoplamento com RMI proporcionam somente as posições "Acopla" e "Giro Livre").

2. Gire o botão do indicador de proa para o centro do indicador de bússola giromagnética no próprio indicador de curso (HSI).
   Verifique se a indicação de proa é a mesma da bússola magnética.

3. Execute uma verificação padrão do receptor VOR.

4. NAV—APPR — Acione o interruptor da modalidade NAV ou APPR e observe se a barra direcional indica curva em direção da agulha do VOR.

NOTA

Se o seletor de radial do VOR, estiver a mais de 45° da proa do avião, a barra direcional do diretor de vôo, indicará apenas uma curva em direção à radial do VOR.

f. Procedimento em Vôo — Diretor de Vôo.

1. Disjuntor do diretor de vôo armado — (IN)
Interruptor do Diretor de Vôo ligado — (ON)

2. Ajuste o indicador de proa HDG, com a proa do avião e selecione a atitude de arfagem desejada, pela ativação do interruptor CWS (Pitch Synch) ou o interruptor do canal de arfagem.

3. Conduza o avião manualmente a fim de inteirar-se de que os comandos estejam satisfatórios. Selecione outros modos como desejado; consulte o Manual do Operador do Century 41 para maiores informações quanto aos modos de operação.

g. Procedimento em Vôo — Piloto Automático/Diretor de Vôo

PILOTO AUTOMÁTICO

1. Interruptor do diretor de vôo — Ligue (ON) se estiver equipado com Diretor de Vôo. Gire o indicador de proa para a proa desejada.
2. Compense o avião para a condição de vôo existente (todos os eixos). Acople o piloto automático.
3. Durante as manobras em vôo, controle o avião totalmente com o uso do indicador de proa HDG e o botão de comando do canal de arfagem (modos HDG — ATT) (Para o uso do interruptor de sincronização de arfagem, veja o Manual do Operador).
4. Para operações de navegação, selecione os modos como necessário para a operação a ser realizada e de acordo com a descrição do modo adotado no Manual do Operador. Para instruções específicas relativas a operações de aproximação com instrumentos acoplados, consulte o parágrafo "Operações e Informações Especiais" na Seção 4 item i.

h. Procedimento em Vôo — Comando do Sistema de Compensação Automático.

1. Interruptor geral do compensador — Ligue.
2. Quando o piloto automático é acoplado, o compensador de arfagem é acionado e automaticamente mantido.
3. Com o piloto automático desacoplado, o comando do compensador é obtido, pressionando-se a barra e atuando o interruptor "TRIM—AP", no manche do piloto.

i. Operações e Informações Especiais

1. Operação de Manutenção de Altitude
Para obter melhores resultados, reduza a razão de subida ou descida para 1000 pés por minuto antes de acoplar o modo "ALT HOLD".
2. Operações de Aproximação por Instrumentos:
Os segmentos iniciais e/ou intermediários de aproximação, deverão ser executados entre 95 nós V_i e 110 nós V_i com flapes 10° no máximo. Ao interceptar a trajetória de planeio ou ao passar pelo fixo de aproximação final (FAF), abaixe o trem de pouso imediatamente e reduza a potência, para manter uma velocidade de aproximadamente 90 — 95 nós V_i, no segmento de aproximação final. Ajuste a potência como necessário, durante o restante da aproximação, para manter uma velocidade correta. Observe o indicador de curso, durante toda a operação de aproximação.

Todas as mudanças de potência, deverão ser de pequena magnitude e aplicadas suavemente, para melhor perfomance na trajetória de aproximação. Não mude a configuração do avião durante a aproximação, enquanto o piloto automático estiver acoplado. Para aproximação sem acoplamento da trajetória de planeio, ajuste a atitude de arfagem em conjunto com a potência, para manter a razão de descida e a velocidade desejada.

NOTA

O diretor de vôo ou piloto automático, não desacoplarão do GS ou localizador no caso de falha do rádio, porém luzes de advertência acenderão no modo apropriado para cada falha. Monitore o indicador de curso, durante a aproximação, para assegurar-se da qualidade do sinal.

3. Operação de Aproximação e Arremetida por Instrumento (Somente para Versão com Diretor de Vôo).
   a. Selecione o modo de ARREMETIDA (G/A) no interruptor remoto "G/A". O piloto automático desacoplará e a buzina de alarme irá soar.
   b. Aplique potência de decolagem ou como necessário.
   c. Verifique a atitude correta e que a indicação de razão de subida é positiva, então recolha o trem de pouso e os flapes.
   d. O piloto pode assumir os comandos do avião baseado na informação do diretor de vôo.
   e. Após o avião estar estabilizado na subida, com trem de pouso e flapes recolhidos, o piloto automático pode ser reacoplado, pressionando-se o botão "ON" no console, se o interruptor do diretor de vôo estiver ligado.
   f. Selecione a proa desejada e acione o modo HDG para manobras laterais.

SEÇÃO 5 — DESEMPENHO

A inclusão deste suplemento não acarreta modificações no desempenho básico, constante da Seção 5 deste Manual de Operação.

SEÇÃO 9
SUPLEMENTO 3
RADAR METEOROLÓGICO MONOCROMÁTICO BENDIX RDR-160

SEÇÃO 1 – GENERALIDADES

Este Suplemento, fornece as informações necessárias à operação da aeronave, quando estiver instalado o Radar Meteorológico Monocromático RDR-160 de acordo com os regulamentos do CTA.
As informações constantes deste Suplemento devem ser utilizadas em conjunto com o Manual completo.
Este Suplemento foi aprovado pela Divisão de Homologação Aeronáutica (FDH), como parte integrante e permanente deste Manual, nele devendo permanecer inserido sempre que o Radar Meteorológico Monocromático RDR-160 estiver instalado.

CONTROLES DO SISTEMA

A tabela 1 descreve os controles do sistema, todos montados no painel do radar. A figura 1 ilustra a localização dos mesmos. A tabela 2 é uma lista das indicações alfanuméricas relacionadas com as posições dos seletores de alcance e modo.

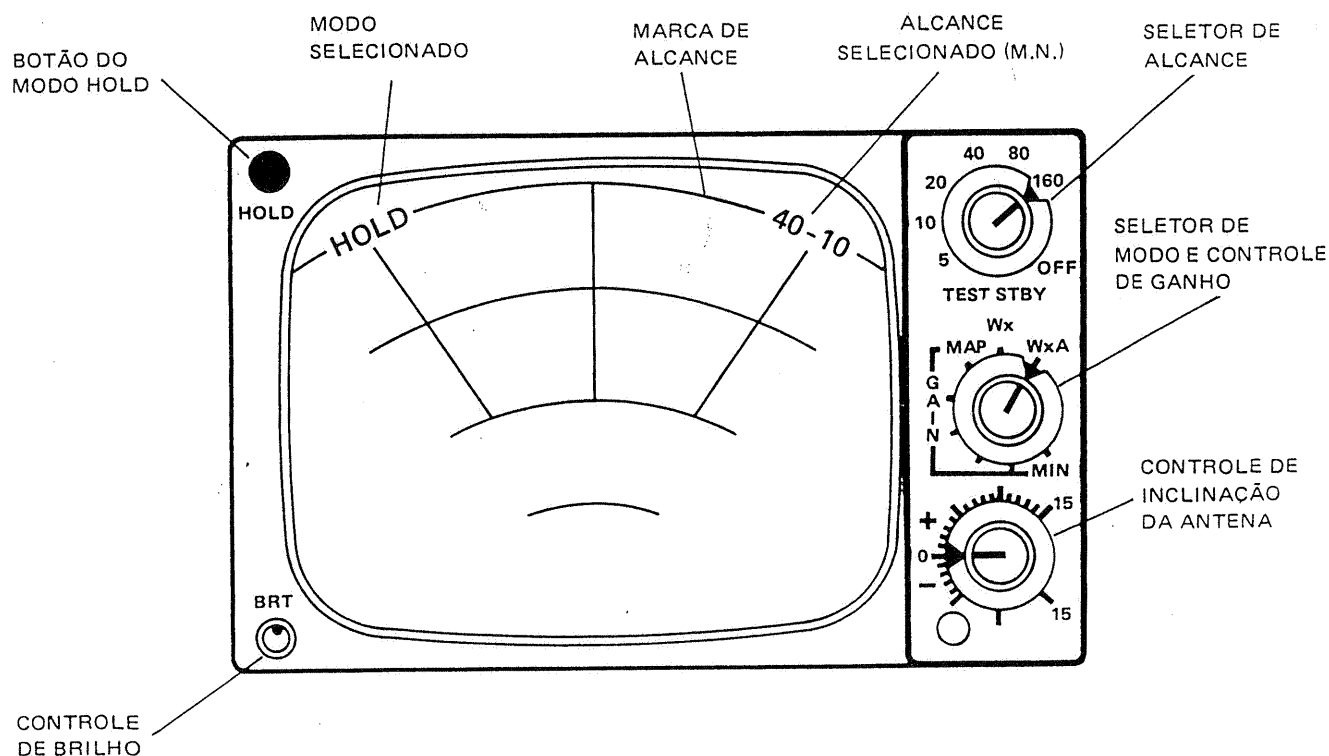



Figura 1 Localização dos Controles

TABELA 1 – OPERAÇÃO E CONTROLE DAS FUNÇÕES

CONTROLE/FUNÇÃO	UTILIZAÇÃO
OFF/STBY/TEST Seletor de Alcance	1 - Controla o sistema de força primária para o radar. 2 - Posiciona o sistema em condição "standby" durante o aquecimento e quando o sistema não está em uso. 3 - Posiciona o sistema no modo "TEST" para verificar seu funcionamento. Neste modo, não há transmissão. 4 - Seleciona o alcance desejado. Acionamento da transmissão.
Wx/GAIN/WxA Controle de Ganho e Seletor de Modo	1 - Na posição "Wx", o ganho é pré-ajustado. O controle do contorno meteorológico é automático e constante. 2 - Na posição "GAIN" podem ser selecionados 6 níveis de ganho para mapeamento de superfície de "MAP" (máximo ganho) até "MIN" (mínimo ganho). O contorno meteorológico não é apresentado. 3 - Na posição "WxA" a tela mostra, em ciclos alternados, as indicações relativas às posições "Wx" e "GAIN MAP". Isto servirá para verificar se o contorno da área de tempestade é realmente uma tempestade e não um lago ou algum outro acidente geográfico.
HOLD Botão do modo "HOLD" Retenção de Vídeo/Varredura	Quando o botão do modo "HOLD" for inicialmente pressionado, a última imagem ficará retida permitindo assim que se avalie o movimento da tempestade. Acionado pela segunda vez mostra a direção e a distância do alvo móvel, durante o período em que a imagem ficou congelada. Durante a operação no modo "HOLD", a antena continua sua varredura e a indicação visual continuará a ser apresentada enquanto o sistema estiver energizado. A palavra "HOLD" será mostrada intermitentemente na tela.
TILT Controle de Inclinação da Antena	Ajusta eletricamente a antena a fim de movimentar seu feixe até 15° para cima ou para baixo da posição horizontal (posição "O").
BRT Controle de Brilho	Controla a intensidade do brilho da imagem.

TABELA 2 – LEITURA ALFANUMÉRICA

POSIÇÃO DO SELETOR DE ALCANCE	LEITURA DA MARCA DE ALCANCE
**TEST	40 – 10
5	5 – 1
10	10 – 2
20	20 – 4
40	40 – 10
80	80 – 20
160	160 – 40

POSIÇÃO DO CONTROLE Wx - MAP - WxA	LEITURA DO MODO *
Wx	Wx
MAP	MAP
WxA	WxA

* Quando o botão "HOLD" é inicialmente pressionado, a palavra "HOLD" é mostrada intermitentemente na tela.

** A palavra "TEST" é mostrada na tela.

SEÇÃO 2 – LIMITAÇÕES

Não aplicável

SEÇÃO 3 – PROCEDIMENTOS DE EMERGÊNCIA

Não aplicável

SEÇÃO 4 – PROCEDIMENTOS NORMAIS

TESTE PRÉ-VÔO

O radar deve ser testado antes de cada vôo para que se possa verificar a sua adequada operacionalidade.

ATENÇÃO

Não opere o radar durante o reabastecimento de combustível ou próximo a veículos ou depósitos (containers) contendo substâncias inflamáveis ou explosivas. Não permita a aproximação de pessoas dentro de um raio de aproximadamente 5 m (15 pés) da antena, quando o sistema estiver sendo operado.

TESTE INICIAL

NOTA

Não se alarme caso um ruído e/ou vibração ocorrer na antena, durante os primeiros 5 segundos após o acionamento do radar. É o som normal do motor, antes de entrar em sincronização com a posição da antena.

1. Certifique-se de que uma voltagem de 28 VDC está aplicada ao radar.
2. Posicione os controles nas seguintes posições:

   Seletor de Alarme — STBY, Após 30 Segundos - TEST
   Seletor de Modo — Wx
   Controle de Inclinação da Antena — +4°
   Controle de Brilho — Conforme Necessário
3. O padrão de teste "CONTORNO" (figura 2) deverá aparecer.
4. Verifique os seguintes itens no padrão de teste "CONTORNO":
   a. Existem quatro marcas equidistantes de alcance .

b. Não existe "ruído" no indicador.

c. Existem dois níveis diferentes de brilho.

d. Partindo do centro inferior do indicador, as seguintes faixas devem ser observadas:

A primeira é levemente sombreada

A segunda é um sombreado intermediário

A terceira é escura ou apresenta contorno de área

A quarta é um sombreado intermediário

A última é levemente sombreada

NOTA

Devido às tolerâncias de tempo para os sinais de Teste e de Bloqueio, a primeira faixa pode não aparecer em todos os sistemas. Entretanto esta ausência não reduz a quantidade de informações do padrão de teste com a validade dos dados do teste, pois a sombra leve aparece novamente na última faixa.

5. Posicione o Seletor de Modo em WxA

6. Observe que a faixa central do padrão de teste se altera entre o mais escuro e o mais claro sombreado, em intervalos de 1 segundo.

7. Posicione o Seletor de Modo em MAP.

8. O padrão de teste "VÍDEO NORMAL" (figura 3) deverá aparecer. Os seguintes itens devem ser verificados, enquanto o padrão de teste "VÍDEO NORMAL" estiver sendo apresentado na tela do indicador.

   a. Observe que a linha da varredura da antena movimenta-se 90° através das marcas de alcance, em movimento contínuo, sem saltos.

   b. Pressione o Botão do Modo HOLD e observe que a linha da varredura desaparece e o padrão de teste fica "congelado" no indicador.

   c. A leitura do modo mostra a palavra HOLD.

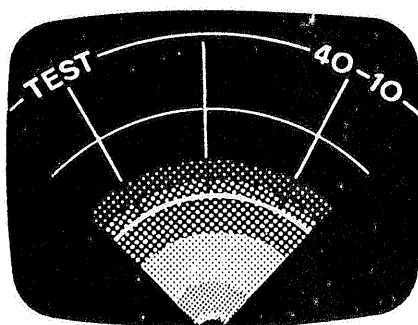



Figura 2. Padrão de Teste "CONTORNO"

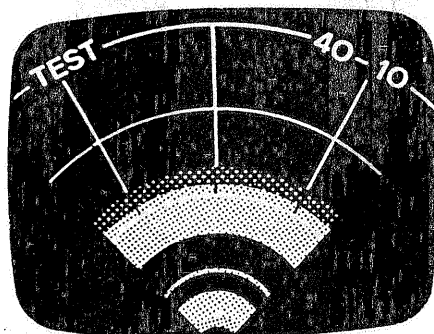



Figura 3. Padrão de Teste "VÍDEO NORMAL"

TESTE FINAL

ATENÇÃO

- **Antes de executar o teste final, a aeronave deve estar pelo menos a 5 metros (15 pés) de pessoas ou depósitos (containers) que contenham substâncias inflamáveis ou explosivas.**
- **As lâmpadas do tipo "FLASH BULBS" podem explodir devido à energia do radar.**

1. Posicione os controles nas seguintes posições:

Seletor de Alarme	— 20 (Transmissão Acionada)
Seletor de Modo	— Wx
Controle de Inclinação da Antena	— +4° (Inicialmente)
Controle de Brilho	— Conforme Necessário

   A leitura do alcance selecionado será 20-4 e a do modo, Wx.

2. Coloque o Controle de Inclinação da Antena em diversas posições entre 0° e +15° e observe que, com ajustes baixos o indicador apresentará visualização confusa do solo e, com ajustes altos apresentará condições presentes de umidade.

OPERAÇÃO EM VÔO

ADVERTÊNCIA

Visto que, as formas de uma tempestade normalmente não permanecem constantes, a imagem estará variando continuamente e uma observação permanente é recomendada em áreas de predominância de turbulência.

DETECÇÃO ANTECIPADA DAS CONDIÇÕES DE TEMPO EM ROTA

1. Ao atingir a altitude de cruzeiro, posicione o Seletor de Alcance em 160.
2. Ajuste o Controle de Inclinação da Antena até que uma faixa sólida de alvos terrestres apareçam na tela.
3. Vagarosamente, aumente o ângulo da antena até o ponto em que desapareçam os alvos terrestres.

NOTA

A posição da antena citada no item 3, deverá ser aproximadamente, o que mostra a tabela abaixo. O ajuste exato depende da atitude de arfagem da aeronave e da topografia do terreno.

ALTITUDE (pés)	ÂNGULO DE INCLINAÇÃO DA ANTENA		LINHA DE ALCANCE VISUAL (milhas náuticas)
	25,4 cm (10 pol)	30,5 cm (12 pol)	
5000	+7,0°	+6,0°	87
10000	6,0°	5,0°	123
15000	5,5°	4,0°	150
20000	4,5°	3,5°	174
25000	4,0°	3,0°	194
30000	3,5°	2,5°	213

4. Se um alvo aparecer na distância mostrada na tabela, ou além, são boas as possibilidades de ser um alvo meteorológico.
   Células além de 75 milhas náuticas são áreas de chuva substancial.
   Não espere que os contornos dos buracos apareçam. Planeje e desvie rápidamente para minimizar o efeito da "curva-do-cão".
   Quando um desvio completo é impraticável, a penetração pode ser necessária. Evite células que distam entre si 10 milhas náuticas, ou menos.

NOTA

Para informações detalhadas quanto a operação e análise dos alvos, consulte o Manual de Operação do RDR-160 (Weathervision Pilot's Manual - RDR-160).

SEÇÃO 5 – DESEMPENHO

Não aplicável.

SEÇÃO 9

SUPLEMENTO 4

SINCRONIZADOR DE HÉLICE

(HARTZELL SYNCROPHASER, DESENHO PIPER 87719)

SEÇÃO 1 – GENERALIDADES

Este suplemento, fornece as informações necessárias à operação da aeronave, quando estiver instalado o Sincronizador de Hélice. As informações constantes deste Suplemento devem ser utilizadas em conjunto com o Manual completo.
Este Suplemento foi aprovado pela Divisão de Homologação Aeronáutica (FDH), como parte integrante e permanente deste Manual, nele devendo permanecer inserido, sempre que o Sincronizador de Hélice 87719 estiver instalado.

A função do sincronizador de hélice é manter ambas as hélices na mesma RPM e em um ângulo de fase pré-selecionado. Isso elimina o efeito de batimento da hélice e minimiza vibrações.
Quando o sincronizador está instalado, o motor esquerdo atua como motor mestre e o motor direito, equipado com um governador escravo, mantém automaticamente a mesma RPM do motor esquerdo. Com a instalação do sincronizador de hélice, é também instalado um interruptor de três posições, na caixa de manetes, abaixo das manetes de hélice. A posição "DESL" é utilizada para controle manual e as posições "1" e "2" para o sincronizador de hélice.

A luz azul "Aperte Para Testar", situada abaixo do interruptor, acenderá sempre que as hélices estiverem fora de sincronização, independente da posição em que estiver o interruptor, seja ela "DESL", "1" ou "2". Quando o interruptor está na posição "DESL", as hélices podem ser sincronizadas manualmente e a luz apagará quando a sincronização for completada. Para sincronização automática, as hélices deverão ser sincronizadas manualmente dentro de aproximadamente 10 RPM, e o interruptor colocado na posição "1". A luz azul apagará quando a sincronização for completada. Para um determinado ajuste de potência de RPM, a posição "2" do interruptor pode tornar a operação mais suave, pois, proporciona um ângulo de fase diferente. Posicione o interruptor nas posições "1" ou "2", e deixe na posição que proporcionar operação mais suave. Normalmente, a sincronização ocorre em poucos segundos, podendo ocasionalmente demorar até um minuto.
Sempre que for pretendido alterar o regime de potência, o interruptor do sincronizador deverá ser posicionado em "DESL" por 30 segundos, antes de ajustar o novo regime de potência, e então poderá ser retornado para as posições "1" ou "2", deixando o mesmo na posição que proporcionar operação mais suave. Se a diferença de RPM entre as hélices exceder 50 RPM, o interruptor do sincronizador deverá ser posicionado em "DESL", por 30 a 40 segundos e então retornado para as posições "1" ou "2". Desarmando-se os disjuntores, o sistema sincronizador de hélice é completamente desativado. Se o interruptor geral estiver desligado ou se ocorrer uma falha no sistema elétrico, o motor direito retornará à rotação anteriormente selecionada, com aproximadamente 25 RPM a mais "fora de sincronização", independente da posição do interruptor do sincronizador.

SEÇÃO 2 – LIMITAÇÕES

Letreiros:

Na caixa de manetes, abaixo das manetes de hélice:

USAR POSIÇÃO DESL. EM DECOLAGEM, POUSO E OP. MONOMOTOR
810-87719-01

SEÇÃO 3 – PROCEDIMENTOS DE EMERGÊNCIA

O sincronizador de hélice deve ser posicionado em "DESL" antes de se iniciar qualquer operação monomotor.

SEÇÃO 4 – PROCEDIMENTOS NORMAIS

Durante o "Taxi", "Decolagem", "Aterragem" ou operação monomotor, o interruptor do sincronizador deve ser posicionado em "DESL".

SEÇÃO 5 – DESEMPENHO

Não aplicável.

SEÇÃO 9
SUPLEMENTO 5
TRANSMISSOR LOCALIZADOR DE EMERGÊNCIA (ELT)
DORNER & MARGOLIN – DM-ELT-61

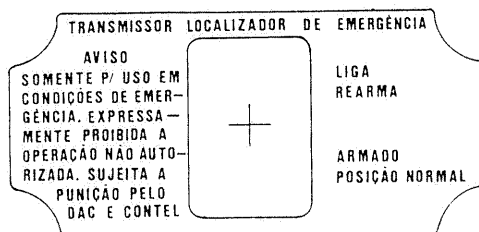
SEÇÃO 1 – GENERALIDADES

Este Suplemento, fornece as informações necessárias à operação da aeronave, quando estiver instalado o Transmissor Localizador de Emergência (ELT) DM-ELT-61. As informações constantes deste Suplemento devem ser utilizadas em conjunto com o Manual completo.

Este Suplemento foi aprovado pela Divisão de Homologação Aeronáutica (FDH), como parte integrante e permanente deste Manual, nele devendo permanecer inserido, sempre que o Transmissor Localizador de Emergência (ELT) estiver instalado.

O Transmissor Localizador de Emergência (ELT), localiza-se no cone de cauda logo abaixo do bordo de ataque do estabilizador e é acessível através de uma carenagem de acesso no lado direito da fuselagem. Esta carenagem de acesso está fixada com parafusos de nylon com uma fenda na cabeça para permitir facilidade de remoção; estes parafusos podem ser rapidamente removidos por meio de uma variedade de objetos comuns, tais como: moeda, chave, faca, etc. Numa emergência, se não houver nenhum desses objetos, as cabeças dos parafusos podem ser quebradas por qualquer outro meio. O ELT é um transmissor localizador de emergência que satisfaz as exigências dos regulamentos aeronáuticos.

Na própria unidade existe um interruptor de três posições com as marcações "ON", "OFF" e "ARM". A posição "ARM" ajusta o ELT de maneira que ele transmitirá após um impacto e continuará a transmitir até que a bateria se descarregue.

Um interruptor remoto para o piloto, localizado no painel lateral esquerdo, existe a fim de permitir que o transmissor seja acionado de dentro da cabine. No interruptor remoto do piloto existem as marcações LIGA / REARMA e ARMADO / POSIÇÃO NORMAL. Normalmente, o interruptor está na posição ARMADO. Posicionando-se o interruptor em LIGA, o transmissor será acionado. Voltando-se para a posição ARMADO, desligar-se-á o transmissor, somente se o interruptor de impacto não tiver sido acionado.

NOTA

- A posição "ARM" é selecionada quando o ELT é instalado na aeronave e deve permanecer sempre nessa posição.
- Na posição "ARM", o ELT transmitirá após um impacto e continuará a transmitir até que a bateria se descarregue.

Após um pouso forçado e se for desejada assistência, verifique a operação do ELT, sintonizando um rádio receptor na frequência de 121.50 MHz. Se a transmissão do ELT, puder ser ouvida ele estará funcionando adequadamente. Se não houver transmissão do ELT, remova a carenagem de acesso no cone de cauda e posicione o interruptor em "ON".
Após ter verificado que o ELT está transmitindo, desligue o receptor que foi usado para monitorar, a fim de economizar a bateria. Se uma comunicação for tentada, posicione o interruptor seletor do ELT em "OFF" até que a comunicação se complete.
Se necessário, o ELT pode ser removido da aeronave e utilizado como uma unidade portátil. Para utilizá-lo como unidade portátil em uma emergência, retire a tampa e remova a unidade de sua base. O cabo da antena é desconectado, puxando-a, após girar a porca 1/4 de volta para a esquerda. Um forte puxão, fará com que os dois fios se desprendam. Estenda a antena própria da unidade, puxando a lingüeta de plástico, marcada com: "PULL FULLY TO EXTEND ANTENNA" (PUXE TOTALMENTE PARA ESTENDER A ANTENA). Posicione o interruptor em "ON" para acionar o transmissor.
O ELT deve ser verificado, durante os procedimentos normais, para que se tenha certeza que a unidade não foi acionada durante a inspeção no solo. Faça essa verificação sintonizando um receptor que estiver funcionando em 121.50 Mhz. Se houver um som oscilante, o ELT pode ter sido acionado e deve ser desligado imediatamente. Para isso, é necessário remover a carenagem de acesso e posicionar o interruptor em "OFF" e então, pressione o botão para rearmar e retorne o interruptor para a posição "ARM". Verifique novamente, com o receptor para se certificar que a unidade não está transmitindo.
A data de substituição da bateria está marcada no transmissor, de acordo com os regulamentos do FAA. A bateria deve ser substituída nessa data, ou antes. A bateria também deve ser substituída, se o transmissor tiver sido usado em uma situação de emergência ou se o tempo acumulado em testes for superior a uma hora, ou se a unidade ficou ativada inadvertidamente por um período de tempo indeterminado.

NOTA

- Se por qualquer razão for necessário um teste de transmissão, esse teste deverá ser executado somente nos primeiros cinco minutos de qualquer hora e limitado a três varreduras de áudio.
- Se for necessário executar este teste em qualquer outro tempo, deverá haver coordenação com a torre de controle ou serviço de proteção ao vôo, mais próximo.

Se, eventualmente, o transmissor for ativado por um impacto, ele somente poderá ser desligado, posicionando-se o interruptor da unidade em "OFF". A operação normal pode então ser restabelecida pressionando-se o pequeno botão de plástico para rearmar, localizado na parte superior da face frontal do ELT e então posicionando-se o interruptor em "ARM".

SEÇÃO 2 – LIMITAÇÕES

Não aplicável

SEÇÃO 3 – PROCEDIMENTOS DE EMERGÊNCIA

ATIVAÇÃO DO ELT

– Interruptor do ELT – LIGA/REARMA

DESATIVAÇÃO DO ELT, QUANDO ATIVADO AUTOMATICAMENTE

– Interruptor do ELT – LIGA/REARMA e em seguida retornar para ARMADO/POSIÇÃO NORMAL.

SEÇÃO 4 – PROCEDIMENTOS NORMAIS

INSPEÇÃO PRÉ-VÔO

a) CABINE DE COMANDO

– Interruptor do ELT – DESLIGADO

SEÇÃO 5 – DESEMPENHO

Não aplicável

SEÇÃO 9
SUPLEMENTO 6
SISTEMA DE COMUNICAÇÃO COLLINS HF-200

SEÇÃO 1 – GENERALIDADES

Este Suplemento fornece informações necessárias à operação do EMB-810D, caso esteja instalado o Sistema de Comunicação COLLINS MICRO LINE HF-200. As informações constantes deste Suplemento devem ser utilizadas em conjunto com o Manual de Operação M.O.–810D/492. Este Suplemento foi aprovado pela Divisão de Homologação Aeronáutica (FDH), como parte integrante permanente do Manual de Operação, nele devendo permanecer inserido, sempre que o Sistema de Comunicação COLLINS MICRO LINE HF-200 estiver instalado.

O sistema HF-200 permite a comunicação à longa distância e consiste basicamente de: Painel de Controle CTL-200, Transceptor TCR-200, Unidade de Potência TWR-200 e Caixa de Sintonia de HF, ou Acoplador de Antena AAC-200.
O Painel de Controle CTL-200, possui os seguintes controles:

– Botão "OFF/VOL"

  O botão "OFF/VOL" desempenha duas funções individuais. Quando girado até a sua posição extrema anti-horário, o sistema permanece desenergizado. Liberando-o do batente e girando-o no sentido horário, o sistema passa a ser alimentado e, à medida que o botão continua sendo girado no sentido horário, a saída de áudio do transceptor TCR-200 irá aumentando.

– Seletor de Modalidades

  O seletor USB/AM/TEL determina a modalidade de operação do sistema HF-200, tanto para a função de transmissão como para a função de recepção. A modalidade USB ou a modalidade AM (conforme aplicável) devem ser usadas para operação simplex. A modalidade TEL deve ser selecionada nos canais 1 a 12 para operação semiduplex.

– Botão "SQUELCH/TEST"

  Com o botão na posição "TEST", o circuito abafador de ruído é eliminado dos circuitos de áudio do receptor e, dependendo da regulagem do botão VOL, a recepção apresentará o máximo de ruído de fundo. Ao girá-lo no sentido horário, obter-se-á a regulagem do abafador, como desejada para a recepção.

– Botão "CLARIFIER/OFF"

  O botão "CLARIFIER" permite uma variação de altura tonal do sinal recebido em ± 100 Hz, quando o sistema estiver sendo operado nas modalidades USB ou TEL. O ajuste do botão é feito para o ponto de máxima inteligibilidade ou para a tonalidade mais natural do sinal recebido. A função de inteligibilidade desempenhada por esse botão não afeta a recepção em AM e é desativada durante a transmissão ou se o botão estiver na posição "OFF".

– Seletor de Canais ("CHANNEL")

  O seletor "CHANNEL" serve para selecionar as freqüências adequadas de transmissão e recepção

no transceptor e fornece informações sobre a faixa à unidade amplificadora de potência. O sistema fica automaticamente sintonizado no canal selecionado.

— Cartão de Correspondência Canal/Freqüência

O cartão de correspondência de freqüência permite ao usuário correlacionar a freqüência com o canal selecionado.

PAINEL DE CONTROLE HF

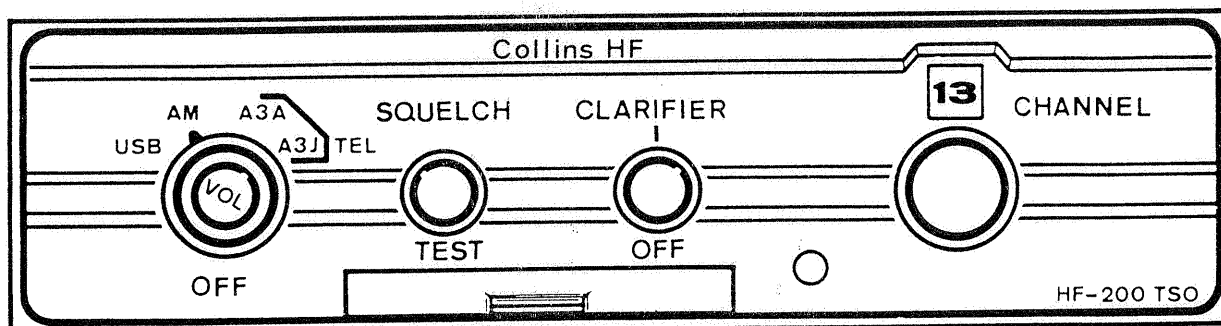



Figura 1

MODALIDADES DE OPERAÇÃO

Em geral, as três modalidades de operação e seus empregos normais são os seguintes:

a. USB: Modalidade de banda lateral única que é usada para comunicação com outras estações que estejam operando em faixa única na banda lateral superior (USB).

b. AM: Modalidade existente para permitir comunicações com as antigas estações AM (moduladas em amplitude) ou com estações AME.
A modalidade AM não é compatível com estações que operem em USB.

c. TEL: É também uma modalidade de banda única, tendo entretanto uma portadora piloto de -16dB. Geralmente é empregada em comunicações por radiotelefonia.

OPERAÇÃO

a. Gire o botão "OFF/VOL" no sentido horário e conceda 15 minutos para aquecimento, a fim de garantir a estabilidade de freqüência.

NOTA

Certifique-se de ter selecionado HF no painel de áudio, antes de dar prosseguimento.

b. Selecione o canal desejado, acionando o seletor "CHANNEL". Faça uso do cartão de correspondência de canal/freqüência para correlacionar o número do canal com a freqüência.

c. Ajuste os botões "SQUELCH" (abafador) e "CLARIFIER" em suas posições anti-horário extremas. Ajuste o botão "VOL" a um nível confortável de áudio.

d. Selecione a modalidade de operação desejada (USB, AM ou TEL).

e. Inicie o ciclo de sintonização do acoplador de antena (caixa de sintonia), apertando momentaneamente a tecla "PTT".

NOTA

O ciclo normal de sintonização do acoplador de antena (caixa de sintonia) leva de 5 a 15 segundos, período durante o qual far-se-á ouvir um tom contínuo de 1000 Hz no fone ou alto-falante. Cinco segundos após ter sido encerrado o ciclo de sintonização do acoplador de antena, o tom cessará, indicando que o sistema está pronto para ser usado.

f. Se o acoplador de antena (caixa de sintonia) deixar de sintonizar após decorridos 30 segundos, o tom de 1000 Hz começará a produzir um som intermitente, indicando a ocorrência de uma falha. Nesse caso, volte a selecionar o canal e reinicie o ciclo de sintonização.

g. Lentamente, gire o botão "SQUELCH" no sentido horário, apenas o necessário para que desapareça o ruído no receptor.

ATENÇÃO

Não gire o botão "SQUELCH" com excessiva rapidez. O circuito abafador de ruído apresenta uma constante de tempo relativamente longa e, se o botão for girado muito além, isso poderá resultar em chamadas ultrapassadas em alguns dos sinais mais fracos.

NOTA

Sob certas condições de estática, o ruído no receptor poderá desaparecer tão logo o botão "SQUELCH" seja liberado de sua posição no batente (TEST) e girado. Isso é normal e o botão deverá permanecer nessa posição, a menos que, devido a interferência ou ruídos, seja necessário passar a regulagem silenciosa para um limite acima do mínimo.

h. Ao receber um sinal de rf (somente nos modos USB ou TEL), ajuste o botão "CLARIFIER" para o máximo de inteligibilidade do sinal ou para a tonalidade de voz mais natural.

i. Aperte a tecla "PTT" do microfone para transmitir e fale num tom de voz normal.

NOTA

Sempre que um novo canal é selecionado, o acoplador de antena automaticamente retorna à posição inicial. Isso faz com que a antena fique não sintonizada com o novo canal, reduzindo a sensitividade do receptor. Para evitar isto, é recomendado que a tecla "PTT" do microfone seja pressionada momentaneamente ao iniciar o ciclo de sintonização do acoplador de antena para o novo canal (antes de pressionar a tecla "PTT", certifique-se de que o canal esteja desocupado). A antena então ficará sintonizada e o sistema estará pronto para uso imediato.

SEÇÃO 2 – LIMITAÇÕES

Letreiros:

Ao lado do Indicador de RMI:

ATENÇÃO: as indicações do ADF não são confiáveis quando transmitindo em HF.

810-37180-01-04

SEÇÃO 3 – PROCEDIMENTOS DE EMERGÊNCIA

Não aplicável.

SEÇÃO 4 – PROCEDIMENTOS NORMAIS

Não aplicável.

SEÇÃO 5 – DESEMPENHO

Não aplicável.

SEÇÃO 9

SUPLEMENTO 7

RADAR METEOROLÓGICO BENDIX RDR-160XD/IN-232A

SEÇÃO 1 – GENERALIDADES

Este Suplemento, fornece as informações necessárias à operação do Radar Meteorológico RDR-160XD/IN-232A de acordo com os regulamentos do CTA.
As informações constantes deste Suplemento devem ser utilizadas em conjunto com o Manual completo da aeronave.
Este Suplemento foi aprovado pela Divisão de Homologação Aeronáutica (FDH), como parte integrante e permanente do Manual de Operação, nele devendo permanecer inserido sempre que o Radar Meteorológico RDR-160XD/IN-232A estiver instalado.

SEÇÃO 2 – LIMITAÇÕES

A inclusão deste Suplemento não acarreta modificações nas limitações básicas, constantes da Seção 2 deste Manual de Operação.

SEÇÃO 3 – PROCEDIMENTOS DE EMERGÊNCIA

A inclusão deste Suplemento não acarreta modificações nos Procedimentos de Emergência, constantes da Seção 3 deste Manual de Operação.

SEÇÃO 4 – PROCEDIMENTOS NORMAIS

(a) OPERAÇÃO DO EQUIPAMENTO E CONTROLES

(1) CONTROLES E INDICAÇÕES VISUAIS DO RDR-160XD/IN-232A

Os controles e indicações visuais para o Sistema do Radar Meteorológico RDR-160XD/IN-232A, são especificadas na Tabela 1, com a descrição funcional dos mesmos. A localização dos controles e indicações visuais é mostrada na Figura 1. Todos os controles operacionais e indicações visuais estão localizados na parte frontal.

Figura 1. Localização dos Controles

TABELA 1 – OPERAÇÃO E CONTROLE DAS FUNÇÕES

CONTROLE/INDICAÇÃO VISUAL	FUNÇÃO
Seletor de Função	1 - A posição "OFF" desliga a fonte de força primária do sistema. 2 - A posição "STBY", coloca o sistema "pronto para ação", durante o aquecimento e quando o sistema não está em uso. Não tem indicação visual. 3 - A posição "TEST", seleciona a função de verificação, para determinar a operacionalidade do sistema. Uma verificação padrão é mostrada visualmente. Não há transmissão durante a condição de "TEST". 4 - A posição "ON", seleciona a condição de operação normal. O radar transmite nesta posição.

RANGE [↓] Botão de Alcance (decrescente)	Apaga a indicação visual e coloca o indicador na próxima faixa de alcance decrescente, a cada vez que o botão é pressionado (ex.: 40 para 20), até a menor faixa ser alcançada.
RANGE [↑] Botão de Alcance (crescente)	Apaga a imagem e avança o indicador para a próxima faixa de alcance imediatamente superior a cada vez que o botão é pressionado (ex.: 20 para 40, 40 para 80, etc.), até que a faixa de 240 milhas seja alcançada. O alcance selecionado é mostrado na parte superior direita do vídeo (na última marca de alcance), e a distância mostrada ao longo da borda direita dos círculos (arcos).
TILT Controle de Inclinação da Antena	Ajusta eletricamente a antena a fim de movimentar seu feixe até 15° para cima ou para baixo da posição horizontal (posição "0").
TRACK [→] Botão de Rastreamento	Quando pressionado, aparece uma linha amarela no cursor de rastreamento, a qual move-se para a direita (em passos de 1°) enquanto o botão é mantido pressionado. Quando o botão é liberado, o cursor de rastreamento pára e a linha permanece por cerca de 10 a 15 segundos, desaparecendo em seguida, a menos que o botão seja pressionado novamente. A proa diferencial será indicada em algarismos amarelos no canto superior esquerdo do vídeo e desaparece simultaneamente com a linha do cursor de rastreamento.
TRACK [←] Botão de Rastreamento	Quando pressionado, aparece uma linha amarela no cursor de rastreamento, a qual move-se para a esquerda enquanto o botão é mantido pressionado. O restante da operação é como descrito no item anterior.
GAIN Controle de Ganho	Varia o ganho do receptor do radar, quando no modo "MAP" (Mapeamento). O ganho e o "STC" são pré-ajustados na função "TEST" e nos modos "Wx" e "WxA".
BRT Controle de Brilho	Ajusta a intensidade do brilho da imagem, variando de acordo com as condições de luminosidade da cabine de comando.

Botão NAV (Pressione para Ligar/Desligar)	Operacional somente quando houver conecção com o equipamento "NAV". Quando atuado, fornece informação "NAV" que sobrepõe o modo selecionado (Wx, WxA ou MAP). Se o equipamento "NAV" não estiver conectado, as palavras "NO NAV" aparecerão no canto inferior esquerdo do vídeo.
Botão HOLD (Pressione para Ligar/Desligar)	Retém as palavras (NAV and Weather) quando o botão é pressionado. A palavra "HOLD" é mostrada intermitentemente no canto superior esquerdo do vídeo. A imagem do solo ou da condição meteorológica presente é retida (congelada) na tela, a fim de avaliar a significância do núcleo da tempestade. Voltando à operação normal (pressionando-se o botão HOLD pela segunda vez), revela-se a direção e a distância do alvo em movimento durante o período em que a imagem ficou retida. Na posição "HOLD", a antena continua sua varredura, porém, continuará a apresentar uma imagem não atualizada enquanto o sistema estiver energizado. Uma mudança na relação de alcance, estando o indicar na modalidade "HOLD", resulta em um branqueamento da tela.
Botão Wx Seletor de Modalidade	Seleciona o modo de "condições meteorológicas". Quando pressionado aparece "Wx" na tela. Quando o botão é liberado, volta à posição normal.
Botão WxA Seletor de Modalidade (Pressione para Ligar/Desligar)	Seleciona o modo "alerta" de condições meteorológicas (WxA) quando ligado. A área vermelha pisca. Quando desligado, retorna para o modo anterior (Wx ou MAP).
Botão MAP	Seleciona o modo de mapeamento (MAP) do solo quando pressionado. A operação mecânica é a mesma de "Wx".
Botão FLT LOG	Operacional somente quando o equipamento opcional "NAV" estiver conectado. Quando atuado mostrará na tela as informações do vôo, armazenadas no programador "NAV" opcional. Está programado para fornecer até 10 pontos "Waypoints" e informação de curso (ex.: do NP-2041A). Se o equipamento "NAV" não estiver conectado, as palavras "NO LOG" aparecerão no canto esquerdo inferior.

(b) PRECAUÇÕES NA OPERAÇÃO

ATENÇÃO

Durante a operação do radar no solo, deverão ser tomadas as seguintes precauções:

- **Aponte o nariz do avião para uma direção que não atinja grandes massas metálicas, tais como: hangares, caminhões, outros aviões, etc., que estejam num raio de 100 metros, a fim de evitar o retorno de fortes quantidades de energia refletida ao sistema.**
- **Não opere o radar durante o reabastecimento de combustível e de oxigênio do avião ou durante qualquer operação de reabastecimento num raio de 100 metros.**
- **Não opere o radar quando houver pessoas à frente do avião, a menos de 5 metros do radome.**

(1) As lâmpadas do tipo "FLASH BULBS" podem explodir devido à energia do radar.

(2) Visto que, as formas de uma tempestade normalmente não permanecem constantes, a imagem estará variando continuamente e uma observação permanente é recomendada em áreas de predominância de tormenta.

SEÇÃO 4 — PROCEDIMENTOS DE OPERAÇÃO

I - GENERALIDADES

Há diversas funções do sistema que o operador pode executar ou selecionar, utilizando-se dos controles do indicador. Os procedimentos básicos de operação são descritos nos parágrafos seguintes.

Algumas das indicações de controle são exclusivas para os indicadores do radar colorido. A operação dos controles "GAIN" e "TILT" é similar aos controles dos outros sistemas de radar de bordo. Nas modalidades "Wx", "WxA" e "TEST", o ganho é pré-ajustado para se obter a função calibrada (imagem vermelha) e um nível pré-determinado de célula de tempestade. Na modalidade "MAP" (Mapeamento), a ajustagem do controle de "GAIN" (Ganho) é uma das funções do operador, e é fundamental na obtenção de uma imagem definitiva durante as diversas condições de exploração topográfica.

A operação adequada do controle "TILT" é fundamental para todos os sistemas de radar. Seu uso inadequado pode fazer com que uma tempestade potencialmente perigosa não seja detectada.

São utilizados no painel dois tipos de botões de controle. Alguns são botões interruptores de ação momentânea, que retornam à posição normal assim que são liberados. Outros são do tipo aperte para ligar/desligar (o primeiro aperto aciona o interruptor e um segundo aperto o desativa). Pela função, são os seguintes os tipos de botões:

FUNÇÃO DE CONTROLE DOS BOTÕES	TIPO
Wx	De ação momentânea.
WxA	Aperte para ligar/desligar.
MAP	De ação momentânea.
NAV	Aperte para ligar/desligar.
TRACK	De ação momentânea.
FLT LOG	Aperte para ligar/desligar.
RANGE	De ação momentânea.
HOLD	Aperte para ligar/desligar.

II - PROCEDIMENTO PARA LIGAR

a) Gire o Seletor de Função da posição "OFF" para a posição "TEST".
Após 7 a 8 segundos a indicação padrão de teste aparecerá no vídeo.

b) Verifique a indicação no vídeo. A imagem padrão para teste é para a modalidade de condições atmosféricas (Wx), com 40 milhas de alcance, um ângulo de varredura de 90° e contêm todas as informações alfanuméricas para a modalidade de alcance e marcação de distância, como ilustrado na figura 1-2. A palavra "TEST" aparece no canto superior direito do vídeo.

c) Regule o botão "BRT" para obter o brilho desejado.

NOTA

Quando o botão (BRT) de controle de brilho é girado para a posição máxima, a imagem aparecerá fora de foco. Reduzindo-se o brilho, a imagem se normalizará.

d) Quando houver condições de segurança para operação (veja as precauções para operação na página 9-39), posicione o seletor de função em "ON" para ativar o sistema do radar. O sistema atinge automaticamente a modalidade "Wx".

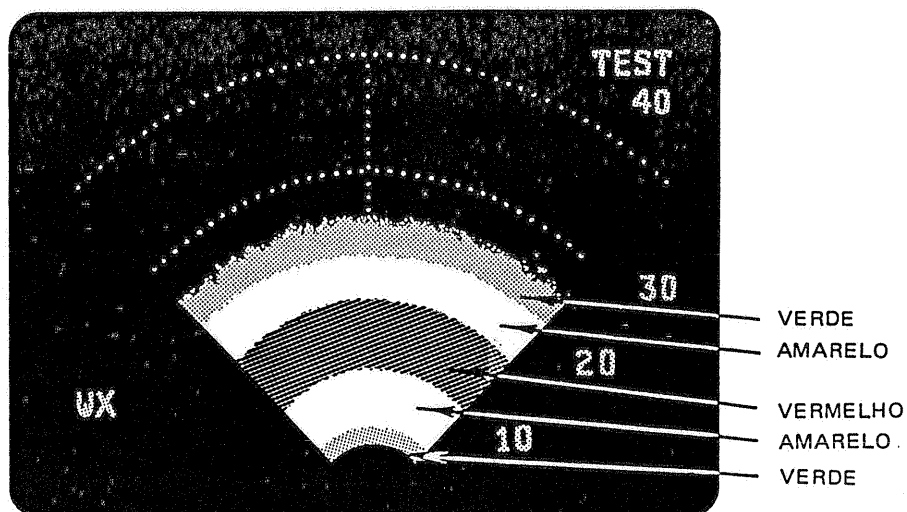



Figura 1-2. Imagem Típica de Padrão de Teste

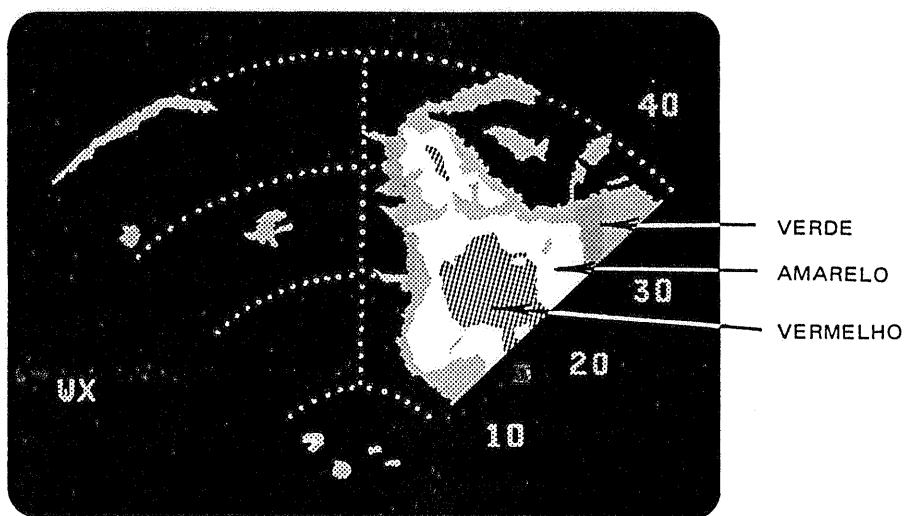



Figura 1-3. Imagem Típica de Condições Meteorológicas

III - SELEÇÃO DE MODALIDADE (Wx, WxA, MAP)

a) Observe a modalidade existente indicada no vídeo (veja a figura 1-3).

NOTA

Quando o indicador é selecionado primeiramente para "ON", a modalidade "Wx" aparece no vídeo.

b) Para mudar a modalidade existente para outra modalidade primária, aperte o botão da modalidade desejada. Não é necessário desativar a modalidade previamente selecionada, com excessão da modalidade "WxA". Se a modalidade existente for "WxA", simplesmente aperte o botão "WxA" para desligar e selecione a modalidade desejada.

IV - SISTEMA OPCIONAL DE NAVEGAÇÃO

a) Se um sistema opcional de navegação (NAV) for conectado por intermédio da aplicação do Computador Remoto IU-2023( ), aperte então o botão "FLT LOG" para ligar, a fim de mostrar no vídeo o vôo programado dentro do sistema "NAV". Isto cancela qualquer outra modalidade previamente selecionada. Aperte o botão para desligar, e a modalidade previamente selecionada aparecerá no vídeo.

b) Aperte o botão "NAV" para mostrar no vídeo os pontos programados com os dados do curso, como armazenados no sistema de navegação "NAV". Se outras modalidades tiverem sido selecionadas, estas serão sobrepostas pela modalidade "NAV". A palavra "NAV" aparece no canto inferior esquerdo do vídeo.

c) Se o sistema opcional de navegação "NAV" não estiver conectado ao indicador, a atuação do botão "FLT LOG" não afetará a indicação no vídeo. Quando o botão "NAV" é pressionado para ligar, as palavras "NO NAV" aparecerão no canto esquerdo inferior do vídeo.

V - SELEÇÃO DE ALCANCE

a) Para aumentar um incremento no alcance máximo exibido na tela, pressione momentaneamente, o botão de alcance [↑] (Ex.: de 20 para 40).

NOTA

A imagem apaga-se completamente e aparece o novo alcance selecionado.

b) Observe que o novo alcance selecionado é mostrado no canto superior direito do vídeo e ao longo da última marca de alcance.

c) Observe que a distância até cada uma das outras três marcas de alcance é mostrada no lado direito de cada círculo concêntrico de alcance.

d) Para reduzir o alcance máximo apresentado, pressione momentaneamente o botão [↓]

e) Repita os passos "a" ou "d" conforme necessário para obter o alcance desejado.

VI - OPERAÇÃO DO CURSOR DE RASTREAMENTO

a) Pressione e mantenha pressionado qualquer um dos botões de rastreamento ([←] ou [→]).

b) Observe a imagem. Um cursor de rastreamento de cor amarela aparecerá na tela e se movimentará vagarosamente, ou para a esquerda ([←]) ou para a direita ([→]), dependendo de qual botão tenha sido pressionado.

c) Quando o cursor de rastreamento alcançar a posição desejada, solte o botão. O cursor de rastreamento permanecerá, e a posição (em graus de afastamento da proa do avião) será mostrada em números amarelos. O cursor de rastreamento desaparece entre 10 a 20 segundos.

NOTA

O cursor de rastreamento tornará a aparecer a zero grau azimute, assim que o botão "TRACK" tenha sido novamente pressionado.

VII - FUNÇÃO DE FIXAÇÃO DA IMAGEM

a) Aperte o botão "HOLD" (ele permanecerá ligado).

b) Observe o canto superior esquerdo do vídeo. A palavra "HOLD" aparecerá em letras azuis e ficará acendendo e apagando.

c) Observe que a imagem fica estacionária e não uma imagem constantemente atualizada.

O quadro exposto é o da última imagem retida na memória do indicador e não representa as condições reais ou condições de mudanças relativas ao avião em movimento.

d) Aperte novamente o botão "HOLD" (desligar) para cancelar a função "HOLD". A imagem será atualizada pela próxima varredura da antena.

e) Observe que a indicação luminosa da modalidade "HOLD" desaparece do canto superior esquerdo do vídeo e recomeça a operação normal.

VIII - SELEÇÃO DE PADRÃO DE TESTE

a) Inicialmente, gire o seletor de função da posição "OFF" para a posição "TEST".

b) Observe a imagem. O padrão de teste aparece entre 7 ou 8 segundos após o seletor de função ter sido girado da posição "OFF" para a posição "TEST". Selecione o alcance para 40 milhas. O ponto exato do término do padrão de teste ou duração do alcance de cada cor "não é" importante. O que "é" importante é a presença das três cores distintas, na devida ordem (veja figura 1-2).

c) Caso o indicador do seletor de função já esteja na posição ligado (ON), leve-o para a posição "TEST" e observe se o padrão de teste reflete o alcance selecionado antes de ser acionado o seletor (ex.: Se o alcance foi selecionado para 160 milhas, o padrão de teste se estenderá somente até alcançar a marca de alcance de 25 milhas).
Selecione o alcance para 40 milhas para uma melhor apresentação do padrão de teste.

SEÇÃO 5 — DESEMPENHO

Não aplicável.

SEÇÃO 9
SUPLEMENTO 8
INDICADOR RADIOMAGNÉTICO (RMI)

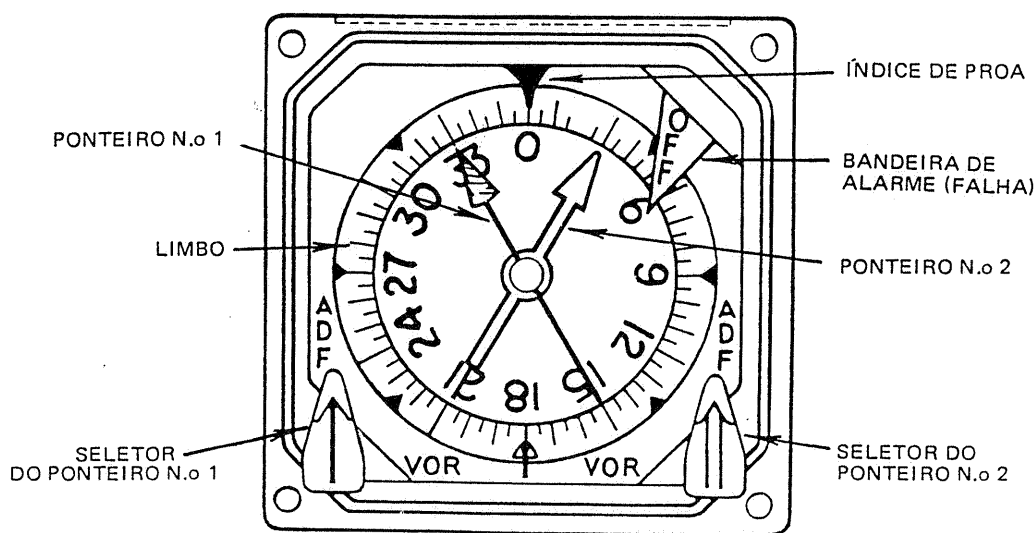
SEÇÃO 1 – GENERALIDADES

Este Suplemento fornece as informações necessárias à operação do Indicador Radiomagnético Aeronetics série 7100. As informações apresentadas neste Suplemento modificam e complementam as informações apresentadas no Manual de Operação.

Este Suplemento foi aprovado pela Divisão de Homologação Aeronáutica (FDH), como parte integrante e permanente do Manual de Operação da aeronave, nele devendo permanecer inserido, sempre que o Indicador Radiomagnético (RMI) estiver instalado.

O RMI é um instrumento de navegação que combina e revela informações por meio de ilustrações fornecidas por três fontes primárias separadas. Funciona como indicador de proa sobre a qual a informação de navegação é sobreposta pelas indicações VOR e ADF. A finalidade do RMI é simplificar visualmente os procedimentos de navegação em rota e nas áreas terminais. Quanto mais experiente for o piloto, mais confiança ele deposita no RMI. A principal vantagem do RMI é a redução e a simplificação do trabalho mental do piloto nos problemas de navegação, podendo o piloto concentrar-se mais nos outros detalhes do vôo e das comunicações.

O RMI elimina os cálculos mentais referentes às marcações relativas de um painel de instrumentos convencional.

Com a utilização do RMI, o piloto obtém as informações necessárias à navegação, com apenas um rápido olhar em um único instrumento.

RMI AERONETICS 7137

O RMI possui dois ponteiros, um de haste simples na cor amarela (ponteiro 1) e outro de haste dupla na cor verde (ponteiro 2) e um limbo de bússola rotativo posicionado pelo sistema de bússola giromag-

nética. Um triângulo de referência, fixado na parte superior do instrumento indica a proa magnética do avião.
O RMI possui uma bandeira de alarme "OFF", localizada na parte superior direita do quadrante, a qual aparece no mostrador sempre que houver qualquer erro de informação da unidade servo, da bússola giromagnética ou falta de energia elétrica.
A ausência de um sinal confiável de "VOR", seleção de freqüência "ILS" ou seleção do receptor de "ADF" em "ANT", fará com que os ponteiros permaneçam estacionários na posição relativa de 90 graus.
O ponteiro de haste simples fornece indicações do ADF1 ou do VOR1, selecionáveis por meio do seletor existente no canto esquerdo inferior do instrumento. O ponteiro de haste dupla fornece indicações do ADF2 ou do VOR2, selecionáveis por meio do seletor existente no canto inferior direito do instrumento.
O ponteiro do "ADF" selecionado dá a marcação magnética da estação sintonizada.
O ponteiro de "VOR" selecionado dá a radial observada e o rumo magnético para a estação de "VOR".

SEÇÃO 2 – LIMITAÇÕES

Em virtude da proximidade das antenas, as indicações de ADF1 e ADF2 sofrem interferência por ocasião de transmissões em HF, provocando momentaneamente marcações magnéticas errôneas.

SEÇÃO 3 – PROCEDIMENTOS DE EMERGÊNCIA

Não aplicável.

SEÇÃO 4 – PROCEDIMENTOS NORMAIS

Não aplicável.

SEÇÃO 5 – DESEMPENHO

Não aplicável.

SEÇÃO 9

SUPLEMENTO 9

PILOTO AUTOMÁTICO KING KFC-150

SEÇÃO 1 — GENERALIDADES

Este Suplemento fornece as informações necessárias à operação do EMB-810D, caso esteja instalado o Sistema de Vôo Automático KFC 150 da KING. Inclui os procedimentos de operação normal, de emergência e as limitações.

Este Suplemento foi aprovado pela Divisão de Homologação Aeronáutica (FDH), como parte integrante e permanente do Manual de Operação.

O Sistema KFC 150 é certificado nesta aeronave para operar como Piloto Automático em 2 (dois) eixos: o de arfagem (PITCH) e o de rolagem (ROLL).

O Sistema KFC 150 possui um sistema elétrico de compensação de arfagem o qual inclui uma compensação automática durante a operação do Piloto Automático e uma compensação elétrica comandada manualmente pelo Piloto da aeronave. O sistema de compensação é projetado para tolerar falhas simples em vôo. Falhas no sistema de compensação são enunciadas sonora e visualmente.

Um dispositivo de segurança evita que o Piloto Automático acople, até que o sistema tenha sido satisfatoriamente testado no pré-vôo.

As condições apresentadas nas letras de A até E abaixo, provocarão o desacoplamento automático do Piltoto Automático:

A- Falha do suprimento de energia elétrica.

B- Falha interna no sistema de controle de vôo.

C- Com o sistema de bússola KCS 55A, uma falha real da bússola (com o aparecimento da bandeira HDG) o Piloto Automático desacopla quando um modo que use a informação de rumo (heading) foi selecionado. Nesta condição, o Piloto Automático pode ser reacoplado no modo básico de nivelamento das asas junto com qualquer modo vertical.

D- Uma rolagem que exceda a 14° por segundo ocasionará o desacoplamento do Piloto Automático exceto quando o interruptor CWS (botão de comando manual do volante de controle) estiver pressionado.

E- Uma arfagem que exceda a 6° por segundo, exceto quando o interruptor CWS estiver pressionado.

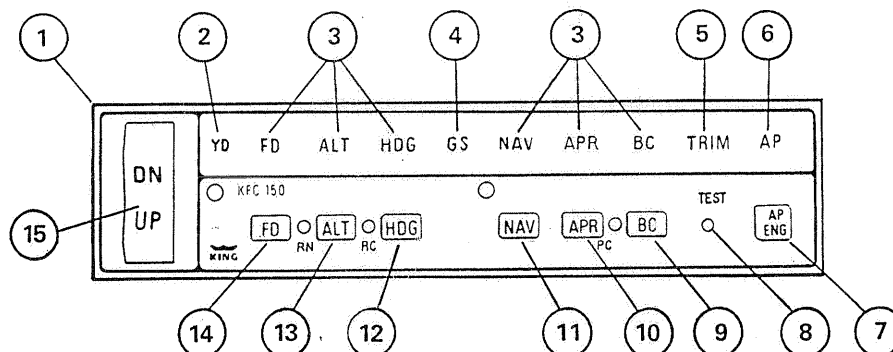



Figura 1. KC 192 Painel Programador/Anunciador e Computador

1. PAINEL PROGRAMADOR/ANUNCIADOR E COMPUTADOR KC 192 DO SISTEMA KFC 150- Esta unidade inclui as luzes anunciadoras dos modos do sistema e os botões seletores de comando do sistema.

2. ANUNCIADORA DO AMORTECEDOR DE GUINADA (YAW DAMPER) YD - Fica iluminado continuamente quando o amortecedor de guinada (opcional) estiver acoplado. (Não instalado no EMB-810D).

3. ANUNCIADORAS DE MODO - Ilumina-se quando um modo é selecionado pela tecla LIGA-DESLIGA seletora do modo correspondente.

4. ANUNCIADORA DE GLIDESLOPE (GS) - Fica acesa continuamente sempre que o Piloto Automático estiver acoplado ao sinal de glideslope. A anunicadora GS cintilará intermitentemente no caso de se perder o sinal de glideslope. (Aparecimento da bandeira GS ou ausência dos indicadores do Glideslope no KI-525A). O P.A. reverte para operação de atitude de arfagem fixa.
Se um sinal válido de glideslope retomar dentro de 6 (seis) segundos, o Piloto Automático reacoplará automaticamente no modo GS. Se dentro de seis segundos não houver o retorno de um sinal válido, o Piloto Automático permanece na operação em atitude de arfagem fixa, até que um sinal válido de glideslope retome e a aeronave intercepte uma rampa de planeio (glideslope). Neste ponto o acoplamento GS deverá ocorrer novamente.

5. LUZ DE ALARME DO COMPENSADOR (TRIM) - Fica iluminada continuamente sempre que não houver alimentação para o compensador elétrico ou quando o sistema não foi testado no pré-vôo. A luz de alarme do compensador ilumina-se e é acompanhada por um aviso sonoro sempre que for

detetada uma falha no compensador elétrico. O Sistema de Compensação Elétrica e monitorado para indicar operação não comandada do servo do compensador. A luz de aviso do compensador iluminar--se-á e será acompanhada por um sinal sonoro contínuo sempre que ocorrer uma falha no modo de compensação automático (Auto Trim) do Piloto Automático. O modo de compensação do P.A. é monitorado para as seguintes falhas:

— Operação do servo do compensador sem ser comandado.

— O servo do compensador não funciona quando comandado.

— O servo do compensador funcionando na direção errada.

O disjuntor do compensador elétrico pode ser desarmado para silenciar o som contínuo, mas a luz de alarme do compensador permanecerá acesa. O compensador elétrico pode ser usado, em operação com o P.A. desacoplado.

6. ANUNCIADORA DO PILOTO AUTOMÁTICO (AP) - Fica continuamente iluminada sempre que o Piloto Automático estiver acoplado. Funcionará cintilando intermitentemente durante 12 vezes, sempre que o Piloto Automático for desacoplado. (Também será ouvido um alarme sonoro durante 2 segundos).

7. BOTÃO DE ACOPLAMENTO DO PILOTO AUTOMÁTICO (AP ENG) - Quando pressionado, acopla o Piloto Automático, se todas condições lógicas forem satisfeitas.

8. BOTÃO DE TESTE DE PRÉ-VÔO (TEST) - Quando momentaneamente pressionado, inicia a seqüência de teste de pré-vôo, que automaticamente liga todas as luzes anunciadoras, testa os monitores de razão de arfagem e rolagem, testa o monitor de falha do compensador automático (Auto Trim), verifica a voltagem de acionamento do compensador manual e testa toda a lógica do Piloto Automático. Se o teste for satisfatório, a luz anunciadora do Piloto Automático cintilará intermitentemente por aproximadamente 12 vezes (um som audível também soará 4 vezes simultaneamente com a cintilação das luzes anunciadoras). O Piloto Automático não pode ser acoplado até que os testes de pré-vôo tenham sido completados satisfatoriamente.

9. BOTÃO SELETOR DO MODO APROXIMAÇÃO PELO CURSO REVERSO (BACK COURSE APPROACH) (BC) - Quando pressionado selecionará o modo Aproximação pelo Curso Reverso. Este modo funciona identicamente ao modo de aproximação normal exceto que a resposta para o sinal do localizador (LOC) é reversa. Neste modo o uso do glideslope fica desativado.

10. BOTÃO SELETOR DO MODO APROXIMAÇÃO (APR) - Quando pressionado, selecionará o modo Aproximação. Este modo efetua a interceptação de um curso de VOR, RNAV ou LOC de acordo com o ângulo selecionado pelo botão seletor de HDG do HSI, captura e segue automaticamente o curso selecionado, mais o acoplamento do Glideslope no caso de uma Aproximação ILS. A resposta (ganho) do Piloto Automático para seguir um curso no modo APR é maior que a resposta no modo NAV. A anunciadora do APR no computador do Piloto Automático cintilará intermitentemente até que a seqüência automática de captura seja iniciada.

11. BOTÃO SELETOR DO MODO NAVEGAÇÃO (NAV) - Quando pressionado selecionará o modo Navegação. Este modo proporciona a interceptação de um curso de VOR, RNAV ou LOC em ângulo na faixa de 20° a 65° previamente selecionado pelo botão seletor de HDG do HSI.
A anunciadora no computador do Piloto Automático cintilará intermitentemente até que a seqüência automática de captura seja iniciada.

12. BOTÃO SELETOR DO MODO PROA MAGNÉTICA (HDG) - Quando pressionado selecionará o modo Proa Magnética, o qual faz a aeronave executar curva para manter a proa magnética selecionada pelo botão seletor de proa (HDG) no Indicador de Situação Horizontal - HSI. Uma nova proa pode ser selecionada em qualquer momento e resultará em curva da aeronave para a nova proa com um ângulo de curva máximo de aproximadamente 22°. A seleção do modo HDG cancelará os modos NAV, APR ou BC.

13. BOTÃO SELETOR DO MODO ALTITUDE (ALT) - Quando pressionado selecionará o modo Altitude (Altitude Hold), que comanda a aeronave a fim de manter a altitude pressão existente no momento da seleção. O acoplamento pode ser realizado na subida, descida ou em vôo nivelado. No modo ALT desacoplará automaticamente quando captar o sinal de Glideslope.

14. BOTÃO SELETOR DO MODO DIRETOR DE VÔO (FD) - Quando pressionado selecionará o Diretor de Vôo no modo Básico, fazendo com que apareça a barra de comando no Diretor de Vôo 256 apresentando indicação de nivelamento das asas e da atitude do momento do acoplamento. O Diretor de Vôo pode ser operado nos modos HDG, ALT, NAV, APR, BC; sendo que a barra de comando apresentará a indicação necessária para a captura e manutenção do modo selecionado, e a aeronave deve ser pilotada manualmente. O Diretor de Vôo deve ser selecionado antes do acoplamento do P.A., para que os modos acima mencionados, operem automaticamente.

15. COMANDO DE ARFAGEM - O interruptor de comando, mantido na posição centrado por tensão de mola, permite comandar variações de atitude. Quando estiver em ALT ajustará a altitude com a razão de aproximadamente 500 pés por minuto. Quando não estiver em ALT ajustará a atitude de arfagem numa razão 0,7 graus por segundo. Cancelará o acoplamento com o Glideslope (GS). A aeronave terá que interceptar novamente a rampa de planeio para conseguir reacoplar o GS. Este interruptor de comando está associado somente ao Piloto Automático, e não tem função durante operação do Diretor de Vôo (FD).

NOTA

- O interruptor da bateria da aeronave pode ser usado em emergência para desligar toda a energia elétrica de todos os sistemas de controle de vôo, enquanto o problema estiver sendo isolado.
- O interruptor de rádios supre energia elétrica para a barra geral dos equipamentos eletrônicos, dos disjuntores do circuito de rádio e do disjuntor do circuito do Piloto Automático.

1. CONJUNTO DE INTERRUPTORES NO MANCHE - Conjunto de interruptores instalados no manche da aeronave associado com os sistemas do Piloto Automático e com o compensador elétrico manual.

2. INTERRUPTOR DE DESACOPLAMENTO DO PILOTO AUTOMÁTICO/COMPENSADOR (A/P DISC/TRIM) - Quando pressionado, desacopla o Piloto Automático e cancela todos os modos de operação do Diretor de Vôo. Quando pressionado e mantido nessa posição, interromperá toda energia elétrica para o compensador (o movimento do compensador sofre uma parada) desacopla o Piloto Automático e cancela todos os modos de operação do Diretor de Vôo.

3. INTERRUPTOR DE COMANDO MANUAL DO MANCHE (CWS) - Quando pressionado, permitirá ao piloto controlar a aeronave manualmente (desacopla os servos de arfagem e de rolamento) sem cancelar nenhum dos modos selecionados. Acoplará o Diretor de Vôo se não foi previamente acoplado. Sincroniza automaticamente o Piloto Automático e Diretor de Vôo para a atitude de arfagem de quando o interruptor CWS for solto, ou mantém a altitude do momento, quando estiver operando no modo ALT HOLD e for liberado. Cancelará o acoplamento GS. A aeronave terá que interceptar novamente a rampa de planeio para reacoplar o GS.

4. INTERRUPTORES DE CONTROLE DO COMPENSADOR ELÉTRICO DO PROFUNDOR - Uma unidade com interruptor bipartido (comando duplo), na qual a parte esquerda provê energia elétrica para acoplar a embreagem do servo do compensador e a parte direita para controlar a direção de movimento do motor do servo do compensador. Ambas as partes do interruptor de controle do compensador elétrico do profundor devem ser atuadas a fim de conseguir o acionamento do compensador na direção desejada. Quando o Piloto Automático está acoplado, o acionamento deste interruptor desacoplará automaticamente o Piloto Automático.

5. INTERRUPTOR DO MICROFONE (TRANSMISSÃO) - Este interruptor, quando acionado, comanda a transmissão do sistema VHF ou HF. Está instalado na parte superior do punho esquerdo do manche do Piloto e no punho direito do manche do co-piloto.

Figura 2. Conjunto de Interruptores no manche para Controle do Piloto Automático

DIRETOR DE VÔO KI 256 KING

Está localizado no painel de instrumentos do 1P, alimentado pneumaticamente com diferencial de pressão de 4.5 a 5.2 pol.Hg (em sucção).
Diretores de Vôo do tipo KI 256 (FCI) King, componente do Sistema Integrado, são instrumentos giroscópicos indicadores, criados para fornecer referenciais de visualização instantânea das situações de arfagem e rolamento, relativas ao horizonte terrestre, juntamente com indicações para ações corretivas a executar, objetivando manter seqüencial de atitudes de vôo pré-planejadas.

Um giroscópio de alta inércia, tipo universal cardânico, com auto-ereção, rotor de alta velocidade, acuradamente balanceado e montado em alojamento sobre rolamento de alta precisão, é o coração do mecanismo que indica as atitudes em arfagem (plano vertical) de até ± 80°, e de rolagem, por suspensão do conjunto sobre rolamentos na parte posterior do instrumento, de forma a haver completa liberdade de movimentos do conjunto em torno de seu eixo longitudinal (360°).
O computador do Diretor de Vôo, unidade chave do sistema, recebe informações de atitudes através de sensores indutivos de "PITCH e ROLL" próprios do instrumento, essas informações também são utilizadas diretamente pelos sistemas do Piloto Automático e, processadas em conjunto a sinais de outros instrumentos, atuando as Barras de Comando "V" visíveis no mostrador (FCI/ADI) suprindo ao Piloto indicações às ações a exercer sobre os comandos da aeronave, para manter as atitudes de vôo pré-planejadas.

Desvios angulares em atitude de arfagem são imediatamente reconhecidos pela posição relativa das asas do avião simbólico à máscara bicolor giro estabilizada, de dois hemisférios, paralelos ao horizonte verdadeiro, graduados em escala (céu e solo) através de segmentos de coloração diferente, instantaneamente identificáveis.
Desvios angulares em atitude de rolamento são também imediatamente reconhecidos pela posição relativa do índice primário com respeito à escala graduada em círculo; conseqüentemente o ângulo de inclinação lateral será lido sobre o índice, significando a direita e esquerda da referencial "ZERO", marcas de desvios 10°, 20°, 30°, 60° e 90° progressivamente.

As barras de comando estarão visíveis quando o Diretor de Vôo for acoplado, movendo-se verticalmente, para indicar as necessárias correções angulares de arfagem acima ou abaixo da linha de horizonte; também se inclinarão à esquerda ou direita, indicando em rolamento a direção para restabelecer a trajetória de interceptação para o curso desejado. O piloto atenderá essas diretivas centrando o avião sob a Barra de Comando.

A face frontal do Diretor de Vôo KI 256 (FCI) possui os seguintes indicadores:

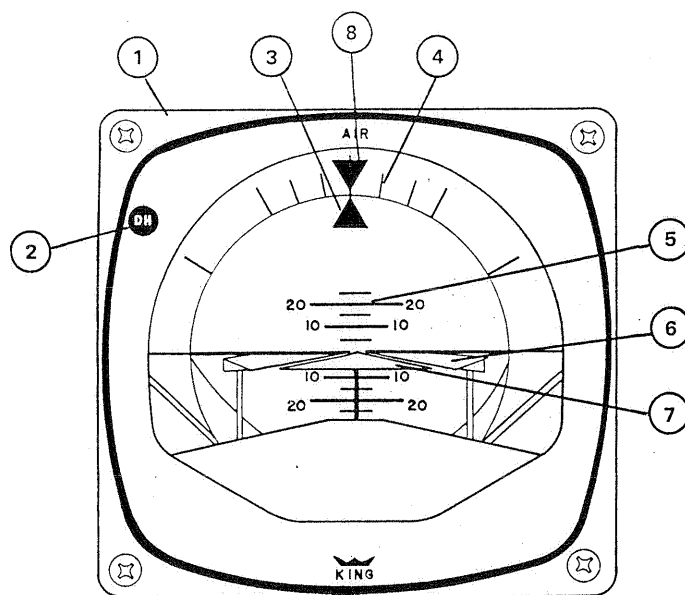



Figura 1. Diretor de Vôo KI 256

1. INDICADOR DIRETOR DE VÔO (FCI) KI 256 - Indica a atitude da aeronave tal como um horizonte artificial convencional e na condição de Diretor de Vôo, orienta as ações a serem exercidas sobre os comandos de vôo.

2. LUZ ANUNCIADORA DA ALTURA DE DECISÃO (DH) - É uma luz opcional para uso com radioaltímetro, se instalado.

3. ÍNDICE PRIMÁRIO DA ATITUDE DE ROLAMENTO - Indica a atitude de rolamento da aeronave em relação à escala.

4. ESCALA DA ATITUDE DE ROLAMENTO - É uma escala circular cujas divisões representam ângulos de inclinação lateral de 10°, 20°, 30°, 60° e 90°, à esquerda e direita do referencial (índice secundário) central.

5. ESCALA DA ATITUDE DE ARFAGEM - Relativa ao avião simbólico, representa ângulos de arfagem de 5°, 10°, 15°, 20° e 25°, acima e abaixo da linha de horizonte.

6. BARRA DE COMANDO - Indica atitudes direcionais computadorizadas em relação ao avião simbólico. A barra de comando só é visível quando o Diretor de Vôo for selecionado. A barra de comando não é visível com Diretor não acoplado ou não válido.

7. AVIÃO SIMBÓLICO - Atitudes de arfagem e rolamento são indicadas pela correlação entre a aeronave e avião simbólico fixo, fundo móvel e horizonte natural.
   Durante a operação com Diretor de Vôo, a aeronave deve ser manobrada de forma a alinhar o avião simbólico com a Barra de Comando, para satisfazer às diretrizes do computador do Diretor de Vôo pré-planejadas pelo piloto nas unidades do sistema integrado.

8. REFERENCIAL - Índice Secundário (ZERO) perpendicular ao eixo transversal da aeronave.

DISJUNTORES

Os seguintes disjuntores são usados para proteger os componentes do sistema KFC 150:

LETREIRO NO DISJUNTOR	FUNÇÃO
PILOTO AUTOM.	Supre energia elétrica para: — Painel programador/anunciador e computador KC 192; — Servos de arfagem e rolagem; — Disjuntor do compensador elétrico.
COMPENS. ELETR.	Supre energia elétrica para os sistemas de compensador elétrico
HSI (No painel de disjuntores de Rádio Navegação)	Supre energia elétrica para o Sistema de Bússola KCS 55A.

SEÇÃO 2 – LIMITAÇÕES

A. Durante a operação do Piloto Automático, um tripulante deverá estar sentado na cadeira esquerda (do piloto) com o cinto de segurança apertado.

B. O Piloto Automático deve permanecer desligado (OFF) durante decolagens e pousos.

C. O sistema é aprovado somente para operações de Categoria 1. (Selecionado o modo aproximação APR).

D. Velocidade máxima de operação do Piloto Automático, 195 nós V_i (V_{NE}).

E. A operação do Piloto Automático é proibida com flapes em mais do que 25° (2.o dente).

F. Altitude máxima de operação do Piloto Automático = 24000 pés.

NOTA

O uso do modo ALT não é recomendado durante operações em turbulência forte.

G. Letreiros - Consulte a SEÇÃO 2 deste Manual, página 2-8 no item "e" (Versão III).

SEÇÃO 3 – PROCEDIMENTOS DE EMERGÊNCIA

A. Em caso de falha do Piloto Automático: (execute os itens 1 e 2 simultaneamente)

1. Manche da Aeronave .... AGARRE FIRMEMENTE e reassuma o controle da aeronave.
2. Interruptor A/P DISC/TRIM .... PRESSIONE e mantenha pressionado.
3. Interruptor A/P DISC/TRIM .... SOLTE. Observe o volante do compensador de arfagem. Se o volante do compensador de arfagem movimentar-se, siga o procedimento de Pane no Compensador Elétrico.

B. Em caso de pane no Compensador Elétrico (seja no sistema do compensador elétrico ou no sistema de compensação do Piloto Automático).

1. Interruptor A/P DISC/TRIM .... PRESSIONE e mantenha pressionado durante a recuperação
2. Disjuntor COMPENS. ELÉTR. .... DESARME (OFF)
3. Aeronave .... TORNE A COMPENSAR a aeronave manualmente.

ADVERTÊNCIA

Quando estiver desacoplado o Piloto Automático, após uma falha no compensador, segure o manche firmemente; serão necessários mais ou menos 20 quilos (45 libras) de força no manche para manter a aeronave nivelada.

C. FALHA DO MOTOR (Com o Piloto Automático acoplado).

1. Desacople o Piloto Automático
2. Siga as instruções do Manual de Operações da aeronave quanto a procedimentos com um motor inoperante.
3. O aileron e o leme de direção devem ser compensados manualmente antes de se tentar o acoplamento do Piloto Automático para operações monomotores.

ADVERTÊNCIA

Se a configuração do leme de direção não puder ser mantida quando há mudanças de potência, durante uma aproximação com o Piloto Automático acoplado e um motor inoperante desacople o Piloto Automático e continue a aproximação manualmente.

ADVERTÊNCIA

Em velocidades abaixo de 96 nós V_i, a aplicação rápida de potência pode ocasionar uma atitude pronunciada de arfagem de 20 graus ou mais.

Perda Máxima de Altitude devido a falhas no Piloto Automático:

Configuração	Perda de Altitude
Cruzeiro, Subida, Descida	400 pés
Manobras	100 pés
Aproximação	50 pés
Aproximação Monomotor	50 pés

SEÇÃO 4 – PROCEDIMENTOS NORMAIS

A. PRÉ-VÔO (Execute antes de cada vôo).

1. GIROS - AGUARDE 3 a 4 minutos para os giros começarem a fornecer indicações.

2. CHAVE GERAL DOS RÁDIOS - LIGA.

3. BOTÃO DE TESTE DE PRÉ-VÔO - PRESSIONE momentaneamente e observe que:

   a. Todas as luzes anunciadoras acesas (o anunciador do compensador, cintilando intermitentemente).

   b. Após 5 segundos aproximadamente, todas as luzes anunciadoras se apagam, exceto a do Piloto Automático que cintilará intermitentemente por aproximadamente 12 vezes e depois permanecerá apagada.

NOTA

Se a luz de alarme do compensador permanecer acesa, é sinal que o sistema de compensação automático do P.A. não passou na verificação Pré-Vôo. Os disjuntores do P.A. e do compensador elétrico devem ser desarmados(o compensador elétrico não pode ser usado).

4. COMPENSADOR ELÉTRICO - VERIFIQUE como segue:

   a. Acione a parte esquerda do interruptor bi-partido nas posições para frente e para trás. O volante do compensador não deve se mover. Mantenha acionada a parte esquerda (para frente ou para trás) e gire manualmente o volante do compensador contra a embreagem engrenada, a fim de verificar a capacidade do piloto de se sobrepor ao compensador.

   b. Acione a parte direita do interruptor bi-partido nas posições para frente e para trás. O volante do compensador não se deve mover e será suficiente uma força normal no volante para movimentar o compensador manualmente.

   c. Pressione o interruptor A/P DISC/TRIM e mantenha pressionado. Acione também as duas partes do interruptor bi-partido do compensador. O compensador elétrico não deverá operar para picar ou cabrar.

5. DIRETOR DE VÔO - ACOPLE pressionando o botão FD no painel programador ou o interruptor CWS no lado esquerdo do manche do piloto.

6. PILOTO AUTOMÁTICO - ACOPLE pressionando o botão AP ENG.

7. CONTROLES DE VÔO - MOVIMENTE-OS para frente, para trás, para a esquerda e para a direita a fim de verificar que o Piloto Automático possa ser sobrepujado.

8. INTERRUPTOR A/P DISC/TRIM - PRESSIONE. Verifique que o Piloto Automático se desacopla e que todos os modos selecionados em Diretor de Vôo ficam cancelados.

9. COMPENSADOR - AJUSTE para a posição de decolagem.

B. OPERAÇÃO DO PILOTO AUTOMÁTICO

1. Antes da decolagem

   a. INTERRUPTOR A/P DISC/TRIM - PRESSIONE

2. Acoplamento do Piloto Automático

   a. BOTÃO SELETOR FD (Diretor de Vôo) PRESSIONE

   b. BOTÃO AP ENG - PRESSIONE. Observe se a luz anunciadora AP acende. Se não forem selecionados outros modos o Piloto Automático operará com as asas niveladas e manterá a atitude de arfagem.

NOTA

O acoplamento do Piloto Automático está condicionado necessariamente ao acoplamento do Diretor de Vôo, sendo que o inverso não ocorre.

Não ajude o Piloto Automático, pois redundará em compensação contrária para opor-se à ajuda do Piloto da aeronave.

3. Subida ou Descida

   a. Usando CWS

      1. Interruptor CWS - PRESSIONE e comande a aeronave para a atitude desejada.

      2. Interruptor CWS - SOLTE - O Piloto Automático manterá a atitude de arfagem da aeronave desde que dentro dos limites de + 15 ou - 10 graus.

   b. Usando o Comando de Arfagem

      1. Comando de Arfagem - PRESSIONE ou para cima ou para baixo para modificar a atitude da aeronave na razão de 0,7 graus por segundo, até o limite de arfagem de + 15 ou - 10 graus.

      2. Comando de Arfagem - SOLTE quando tiver alcançado a atitude desejada da aeronave. O Piloto Automático manterá a atitude desejada de arfagem.

4. Modo Altitude

   a. Botão seletor de modo ALT - PRESSIONE. Observe o acendimento da luz anunciadora do modo ALT. O Piloto Automático manterá a altitude pressão selecionada.

   b. Mudança das altitudes selecionadas.

      1. Usando CWS - (recomendado para mudanças de altitude maiores do que 100 pés).

         a. Interruptor CWS - PRESSIONE e conduza o avião até a altitude de pressão desejada.

         b. Interruptor CWS - SOLTE quando a altitude pressão desejada for alcançada. O Piloto Automático manterá a altitude pressão desejada.

      2. Usando o Comando de Arfagem (recomendado para mudanças de altitude menores do que 100 pés).

a. Comando de Arfagem. PRESSIONE para baixo ou para cima. A aeronave estabilizará em Vôo de Subida ou Descida, com razão vertical de aproximadamente 500 pés/min. ± 100.

b. Comando de Arfagem - SOLTE, quando alcançada a altitude pressão desejada. O Piloto Automático manterá a altitude pressão desejada.

5. Mudanças de Proa

a. Mudar a proa manualmente

1. Interruptor CWS - PRESSIONE e MANOBRE a aeronave para a proa desejada.

2. Interruptor CWS - SOLTE. O Piloto Automático manterá a aeronave com as asas em atitude nivelada.

NOTA

Em operação no modo Básico, a proa da aeronave pode variar caso exista uma condição em que a aeronave não esteja compensada.

b. Manutenção de proa magnética constante

1. Botão seletor de proa (no HSI) - AJUSTE para a proa desejada.

2. Botão seletor do modo HDG - PRESSIONE, observando o acendimento da luz anunciadora do modo HDG. O Piloto Automático comandará a aeronave para a proa selecionada.

c. Curvas comandadas - (com o modo HDG acoplado)

1. Botão seletor de proa - GIRE para a proa desejada. O Piloto Automático curvará a aeronave para a nova proa selecionada.

6. Acoplamento NAV

a. Utilizando o HSI

1. Ponteiro indicador de curso - AJUSTE para o curso desejado.

2. Botão seletor de proa - AJUSTE para prover o ângulo de interceptação desejado.

3. Botão seletor de modo NAV-PRESSIONE

a. Se a barra de desvio de curso estiver a mais do que 2 ou 3 pontos:

a aeronave continuará no modo HDG (ou com asas niveladas se o modo HDG não foi selecionado) com a luz anunciadora NAV cintilando intermitente; quando alcançar o ponto de captura computado, o HGD desacoplará, a luz anunciadora NAV iluminar-se-á firme e o curso selecionado será capturado automaticamente e seguido.

b. Se a barra de desvio de curso estiver a menos do que 2 ou 3 pontos:

O modo HDG desacoplará assim que for selecionado o modo NAV; a luz anunciadora NAV iluminar-se-á firme e a seqüência captura/seguimento será automaticamente iniciada.

7. Acoplamento Aproximação (APR)

a. Utilizando o HSI

1. Ponteiro indicador de curso - AJUSTE para o curso desejado.

2. Botão seletor de proa - AJUSTE para prover o ângulo de interceptação desejado.

3. Botão seletor do modo APR - PRESSIONE

a. Se a barra de desvio de curso estiver a mais do que 2 ou 3 pontos:
a aeronave continuará no modo HDG (ou com asas niveladas se o modo HDG não foi selecionado) com a luz anunciadora APR cintilando intermitentemente; quando o ponto de captura for alcançado o modo HDG desacoplará, a luz anunciadora APR iluminar-se-á firme e o curso selecionado será automaticamente capturado e seguido.

b. Se a barra de desvio de curso estiver a menos do que 2 ou 3 pontos:
O modo HDG desacoplará assim que for selecionado o modo APR; a luz anunciadora APR iluminar-se-á firme e a seqüência captura/seguimento será automaticamente iniciada.

8. Acoplamento de Aproximação Reversa (BC)

a. Utilizando o HSI

1. Ponteiro indicador de curso - AJUSTE para o curso normal de aproximação ILS.

2. Botão seletor de proa - AJUSTE para prover o ângulo de interceptação desejado.

3. Botão seletor do modo BC - PRESSIONE

a. Se a barra de desvio estiver a mais de 2 ou 3 pontos:
a aeronave continuará no modo HDG (ou asas niveladas se o HDG não foi selecionado) com o anunciador BC iluminado firme e o anunciador APR cintilando intermitentemente; quando o ponto de captura computado for alcançado o HDG se desacoplará e os anunciadores BC e APR iluminar-se-ão firmes e o curso selecionado será automaticamente capturado e seguido.

b. Se a barra de devio estiver a menos do que 2 ou 3 pontos:
O modo HDG desacoplará assim que se selecionar o modo BC, os anunciadores BC e APR iluminar-se-ão firme e a seqüência captura/seguimento se iniciará automaticamente.

NOTA

Para operação nos modos NAV, APR e BC é necessária a seleção da proa de interceptação através do botão seletor de proa, sem o que o sistema NÃO FUNCIONARÁ ADEQUADAMENTE.

9. Acoplamento Glideslope (GS)

NOTA

O acoplamento glideslope fica inibido quando estão operando os modos NAV/BC e APR/BC. O acoplamento glideslope ocorre automaticamente no modo APR.

a. modo APR - ACOPLADO

b. na centragem do glideslope - OBSERVAR se a luz anunciadora do GS está acesa.

NOTA

O Piloto Automático pode capturar o glideslope acima ou abaixo da rampa quando estiver operando no modo ALT ou mantendo atitude de arfagem constante.

10. Arremetida
    a. Interruptor A/P DISC/TRIM - PRESSIONE para desacoplar o Piloto Automático.
    b. Arremetida - EXECUTE.
    c. Botão CWS - PRESSIONE caso desejado, para ativar o FD (Diretor de Vôo) durante a manobra de arremetida.
    d. Botão AP ENG - PRESSIONE - (se desejar a operação do Piloto Automático). Observe se a luz anunciadora do Piloto Automático acende.

NOTA

Se desejar seguir o curso do ILS, como parte do procedimento de arremetida use o modo NAV para evitar um acoplamento inadvertido do glideslope.

11. Antes do Pouso
    a. Interruptor A/P DISC/TRIM - PRESSIONE para desacoplar o Piloto Automático.

C. OPERAÇÃO DO DIRETOR DE VÔO

NOTA

Os modos de operação com diretor de vôo são os mesmos que aqueles usados para a operação do Piloto Automático, exceto que o Piloto Automático não está acoplado e o Piloto da aeronave deve manobrá-la a fim de satisfazer os comandos do Diretor de Vôo. Ainda o interruptor de comando de arfagem não tem função na operação do Diretor de Vôo, neste caso as variações de atitudes serão efetuadas usando o comando CWS conforme item 3.a descrito anteriormente.

SEÇÃO 5 – DESEMPENHO

Não há modificações no desempenho básico da aeronave, quando o Sistema KFC 150 estiver instalado.

SEÇÃO 9
SUPLEMENTO 10
RADAR METEOROLÓGICO
COLORIDO KING KWX 56 (X-BAND)

SEÇÃO 1 – GENERALIDADES

Este Suplemento fornece as informações necessárias à operação do EMB-810D, caso esteja instalado o Sistema de Radar Meteorológico Colorido KING KWX 56. Inclui os procedimentos de operação normal, de emergência e limitações.

Este Suplemento foi aprovado pela Divisão de Homologação Aeronáutica (FDH), como parte integrante e permanente do Manual de Operação. O sistema de Radar Meteorológico Colorido KWX 56, operando na banda X, detecta as condições meteorológicas até uma distância de 160 milhas náuticas, evitando a penetração em zona de tempestade com uma larga margem de segurança.

O sistema KWX 56 é composto de um indicador KI-244 e uma Antena/Receptora/Transmissora KA-126.
O sistema apresenta à imagem meteorológica usando uma tela tipo máscara negra, dando ao KWX 56 as vantagens de uma imagem clara, sem descoloração, e com excelente contraste em todas as condições de iluminação. Os sistemas meteorológicos são exibidos em 3 (três) cores, representando a intensidade da chuva, sobrepostos aos anéis de alcance.

As marcações de proa de 20° para cada lado, na parte superior da tela, auxiliam o piloto no julgamento do rumo da tempestade e as mudanças de rota que se fazem necessárias.
A antena tipo placa de 10 ou 12 polegadas é completamente estabilizada para compensar a rolagem e arfagem da aeronave. A varredura da antena é de 90 graus.

O botão seletor dos modos de operação provê os seguintes modos:

OFF – Desligado
SBY – (Standby) - Pronto para ação
TEST – Teste ou Verificação
WX – Condições Meteorológicas
MAP – Mapeamento do Solo

No modo SBY não há imagem; os circuitos do transmissor ficam desativados e o aquecimento do magnétron permanece ligado.

O modo TESTE ativa todo o conjunto de circuitos incluindo transmissor e coloca uma imagem padrão na tela para verificar todas as cores das condições meteorológicas.

O modo WX é o modo normal para a observação de condições meteorológicas sendo: verde para precipitações leves, amarelo para as moderadas e vermelho para as precipitações pesadas.

O modo MAP é usado para o mapeamento do solo. As cores no vídeo se modificam quando no modo MAP, como segue: verde para azul, amarelo permanece o mesmo e o vermelho para magenta. O ganho é variável em ambos modos, o MAP ou WX.

Uma característica única denominada Controle de Tempo com Sensibilidade Ampliada (Extended Sensitivity Time Control STC) aumenta a intensidade da imagem indicativa de tempestade, além da gama normal do STC, para uma representação mais precisa da intensidade da tempestade. A ampliação da sensibilidade acontece relacionando a intensidade da tempestade com a sua distância e assumindo uma cor correspondente.
Como resultado a tela apresenta uma imagem mais precisa da intensidade da tempestade.

ADVERTÊNCIA

O sistema do radar gera radiações de microondas e o uso inadequado, ou exposição, pode ocasionar sérios danos ao corpo humano.

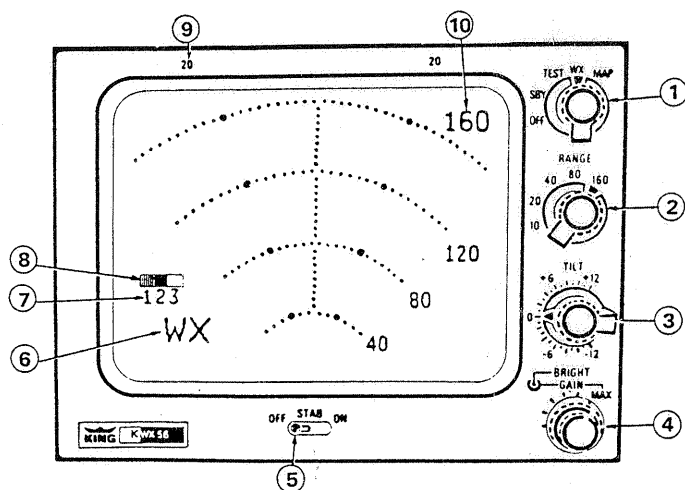
Não opere este equipamento até que tenha lido e seguido cuidadosamente as instruções e precauções de segurança, apresentadas na seção 4 (Procedimentos Normais) deste Suplemento.

1. Botão seletor de modo
2. Botão de Alcance
3. Botão de Controle de Inclinação da Antena
4. Botão de Controle do Brilho e do Ganho
5. Interruptor Liga/Desliga da Estabilização da Antena
6. Modo Selecionado
7. Nível de Intensidade da Escala de Cores
8. Escala de Cores
9. Marcações de Proa
10. Marcas de Alcance

Figura 1. Radar Meteorológico Colorido King KWX 56

1. Botão Seletor de Modo (Veja item 1 da figura 1) — Usado para ligar o sistema e selecionar cada um dos quatro modos de operação.

   As posições do botão são as seguintes:

OFF — Desliga o Radar

SBY — (Standby) — O modo Standby é usado para o aquecimento do equipamento que requer cerca de 60 segundos, e é usado para manter o sistema KWX 56 pronto para operação até que se necessite do radar. No modo Standby não há imagem na tela e a antena e o transmissor estão desativados. Somente o aquecimento do magnétron é energizado pelo modo SBY.

Se um modo de operação for selecionado antes de se completar o aquecimento, acender-se-á a palavra "WARM UP" na tela.
Assim que o aquecimento se completar, o alarme "WARM UP" desaparecerá, seguido pela operação adequada do modo selecionado.

TEST — No modo TEST todo o conjunto de circuitos é ativado incluindo o transmissor. Aparecerão na tela as faixas padrão de teste das três cores do modo WX. Recomenda-se que o controle de brilho (BRIGHT) seja ajustado para uma visão considerada ótima quando no modo TEST.

ADVERTÊNCIA

Para os indicadores de radar que não foram modificados pelo Service Bulletin KING KI 244-2, devem ser tomadas precauções quando operando no modo TEST, pois a potência do transmissor é irradiada. Veja instrução e precaução de segurança em Procedimentos Normais. Esta advertência não se aplica aos equipamentos de radar instalados pela NEIVA, por já possuirem a modificação supra-citada.

WX — Com WX, que é o modo de observação das condições atmosféricas, as letras "WX" aparecem na tela e a escala de cores é indicada acima dessas letras. As cores na escala, que se apresentam na ordem do aumento da refletividade do alvo, são: verde, amarelo e vermelho da esquerda para direita.
Os alvos meteorológicos (ou de terra) aparecerão nessas cores. O modo WX é o modo normal usado para representações das condições atmosféricas.

MAP — Quando em MAP, modo de mapeamento do solo, na tela aparecem as letras "MAP" e a barra de cores. As cores na escala que se apresentam na ordem do aumento da refletividade do alvo. são: azul, amarelo e o magenta, da esquerda para a direita. Estas cores diferem das cores usadas no modo WX, numa tentativa de fornecer uma imagem mais agradável durante o mapeamento do terreno. O modo MAP é o modo normal usado para o mapeamento de terreno na maioria das formas de solo, tais como: linhas da costa, lagos, rios, cidades ou montanhas. O modo MAP em nada difere tecnicamente do modo WX e pode ser usado para detecção de alvos meteorológicos.

2. Seletor de Alcance (Veja item 2 da figura 1). Usado para selecionar um dos cinco alcances disponíveis que são: 10, 20, 40, 80 e 160 milhas náuticas. Na tela aparecem quatro anéis de alcance, dividindo igualmente o alcance máximo selecionado e em cada um dos anéis de alcance está indicado o valor de distância.

3. Botão de Controle de Inclinação da Antena (Veja item 3 da figura 1). Usado para ajustar a inclinação de antena 12° para cima ou para baixo em relação ao horizonte. Através das marcas no botão de controle é possível mudanças com precisão de até um grau.

4. Botões de Controle de Brilho e de Ganho (Veja item 4 da figura 1). O botão interno ajusta o brilho da imagem para se adequar às condições de iluminação da cabine.
O botão externo de controle do ganho é normalmente deixado no batente MAX, assegurando que os circuitos do controle de ganho automático assumirão o nível (cor) de intensidade correta para qualquer alvo.

Pode se obter informações adicionais sobre a intensidade da tempestade, girando-se o botão em direção contrária a MAX para ajustar progressivamente um menor ganho. Conforme o ganho for sendo reduzido, observando-se diversos ecos vermelhos, as células de tempestade com a maior intensidade permanecerão vermelhas enquanto que as outras passam a se apresentar na cor amarela. Isto permitirá ao piloto discernir as intensidades relativas da tempestade. Esta informação pode ser útil ao planejar os desvios de rota para permitir uma separação adequada. A redução do ajuste de ganho também pode auxiliar no mapeamento do solo.

O nível de intensidade na escala de cores que apresenta-se identificado pelos números "1 2 3" é substituído pela apresentação das letras "VAR" quando o controle de ganho é girado em sentido contrário ao batente MAX para identificar que a apresentação não está mais calibrada pelos circuitos automáticos de ganho.

O Controle do Ganho Deverá Sempre Estar no Batente MAX, Exceto Quando Estiver Sendo Usado Para Analisar Alvos Atmosféricos ou Mapeamento do Solo.

5. Interruptor Liga/Desliga de Estabilização da Antena (Veja item 5 da figura 1). Este interruptor LIGA ou DESLIGA o estabilizador da antena. O sistema automático de estabilização da antena utiliza uma saída do Indicador de Atitude da aeronave para manter uma varredura horizontal da antena quando em mudanças de inclinação lateral normais ou em mudanças em arfagem até um ângulo combinado de 30 graus (o ângulo de inclinação + ângulo de arfagem + ângulo de inclinação da antena ajustada = no máximo 30 graus). Além de um máximo de 30 graus combinado, a antena não manterá uma varredura horizontal.

   Estabilizador Desligado (Stab Off) - deve ser temporariamente selecionado em vôo nivelado, após períodos de possíveis precessões do giro, tais como aceleração na decolagem, curvas prolongadas de pequena inclinação, etc. A precessão do giro será evidente na tela do radar quando no modo "STAB ON" pela presença de maior interferência do solo em um dos lados da imagem do que no outro lado. Após a normalização do giro deve-se selecionar novamente o modo"STAB ON". Em caso de falha do giro (Movimento da Antena) desligue a estabilização e posicione a antena manualmente.

6. Modo Selecionado (Veja item 6 da figura 1). O sinal "WX" será substituído por "MAP" no modo MAP. Não aparecerão nem as letras SBY nem TEST quando nos seus respectivos modos.

7. Níveis de Intensidade da Escala de Cores (Veja item 7 da figura 1). Os números "1 2 3" aparecerão quando o controle de ganho for colocado no batente MAX (ajuste calibrado de ganho). Os números "1 2 3" serão substituídos pelas letras "VAR" nos ajustes de ganho menores que MAX.

8. Escala de Cores (Veja item 8 figura 1). A escala apresenta as cores em uso (verde, amarelo e vermelho no modo WX; azul, amarelo e magenta no modo MAP), o brilho da imagem e a ordem de aumento da refletividade do alvo (exemplo: níveis de intensidade da chuva, etc) da esquerda para a direita.

9. Marcações de Rumo (Veja item 9 da figura 1). As marcas de rumo 20 graus, estão presentes para auxiliar na determinação do rumo relativo do retorno da imagem apresentada.

10. Marcas de Alcance (Veja item 10 da figura 1). Essas marcas estão apresentadas adjacentes a cada um dos quatro anéis de alcance para identificar em milhas náuticas, a distância a partir da aeronave.

SEÇÃO 2 – LIMITAÇÕES

1. Não opere o radar durante o reabastecimento de combustível do avião ou quando houver pessoas no solo dentro de um raio de 5 metros.
2. Não opere o radar acima de 20.000 pés.

SEÇÃO 3 – PROCEDIMENTOS DE EMERGÊNCIA

Não há modificações no procedimento de emergência da aeronave, quando este esquipamento estiver instalado.

SEÇÃO 4 – PROCEDIMENTOS NORMAIS

O sistema do radar gera radiações de microondas e o uso inadequado, ou exposição, pode ocasionar sérios danos ao corpo humano.

Não opere este equipamento até que tenha lido e seguido cuidadosamente as instruções e precauções de segurança.

NOTA

Recomenda-se desligar o radar durante a partida dos motores.

INSTRUÇÕES E PRECAUÇÕES DE SEGURANÇA A SEREM SEGUIDAS ANTES DA OPERAÇÃO DO RADAR:

1. Não ligue nem opere o radar no solo, quando houver pessoas, ou recipientes contendo material combustível ou explosivo num raio de 5 metros da antena.
2. Não ligue nem opere o radar durante as operações de reabastecimento de combustível.
3. A fim de evitar possíveis danos ao pessoal de terra, não execute o táxi do avião a menos que o sistema de radar KWX 56 esteja na posição desligado (OFF) ou no modo (SBY). Uma vez alcançada uma área adequada, afastada de outras aeronaves, pessoal de terra ou grandes estruturas de metal, o sistema pode ser desligado nos modos TEST ou WX na preparação de decolagem.

ANTES DO VÔO

1. Botão Seletor de Modo — Em SBY aproximadamente 60 segundos para aquecimento.

2. Botão Seletor de Modo	Em TEST verifique a uniformidade de padrão das cores no modo WX.
3. Botão de Brilho	AJUSTE conforme necessário
4. Controle de Ganho	Em MAX verifique o aparecimento dos dígitos "1 2 3" sob a escala de cores.
5. Interruptor STAB ON/OFF	Conforme necessário.
6. Botão Seletor de Modo	Em WX
7. Botão de Alcance	Conforme necessário para as condições atmosféricas.
8. Botão de Inclinação	Conforme necessário para as condições atmosféricas.

NOTA

Estude as condições atmosféricas com o radar antes da decolagem, para eliminar confusão provocada por ecos falsos, devido a interferência do terreno, logo após a decolagem.

Quando em rota e não estiver usando alcances alternados, recomenda-se que se selecione o alcance de 40 a 80 milhas náuticas e o controle de inclinação seja ajustado de tal modo que 1/3 da tela esteja mostrado eco no solo. Esta condição produz uma apresentação antecipada razoável das condições atmosféricas e características do terreno a ser sobrevoado.

Não planeje sua rota de vôo para entrar na área sombreada por trás de um retorno significativo de um alvo atmosférico. Devido a atenuação de sinal a habilidade para definir as condições climáticas na área sombreada pode se tornar muito limitada.

Regra prática: Altitude (pés) para um grau de inclinação Distância em milhas náuticas X 100.

Exemplo: A altitude para um grau de inclinação a 40 milhas náuticas 4000 pés.

SEÇÃO 5 – DESEMPENHO

Não há modificação no desempenho básico da aeronave, quando este equipamento estiver instalado.

SEÇÃO 9

SUPLEMENTO 11

PILOTO AUTOMÁTICO CENTURY III

SEÇÃO 1 – GENERALIDADES

Este Suplemento fornece as informações necessárias à operação do Piloto Automático EDO-AIRE MITCHELL CENTURY III modelo AK561 quando instalado no EMB-810D, de acordo com o STC SA3089SW-D, aprovado pelo FAA.
As informações constantes deste Suplemento devem ser utilizadas em conjunto com o Manual Completo.
Este Suplemento foi aprovado pela Divisão de Homologação Aeronáutica (FDH), como parte integrante e permanente deste Manual, nele devendo permanecer inserido, sempre que o Piloto Automático CENTURY III estiver instalado.

SEÇÃO 2 – LIMITAÇÕES

a. É proibida a operação do Piloto Automático a velocidades superiores a 173 nós V_i (V_{MO} do Piloto Automático).
b. O Piloto Automático deve permanecer desligado durante decolagens e aterragens.
c. Não é permitido estender os flapes além de 25° durante a operação com Piloto Automático.
d. Um letreiro com a inscrição "TESTE O COMPENSADOR ELÉTRICO ANTES DO VÔO", deve estar em local claramente visível para o piloto.
e. Durante a operação com Piloto Automático, o piloto deve estar em sua poltrona, com o cinto de segurança apertado.

SEÇÃO 3 – PROCEDIMENTOS DE EMERGÊNCIA

Este avião está equipado com um botão de desacoplamento/interrupção (botão vermelho) no manche do piloto. Sempre que esse botão é pressionado, desacopla o Piloto Automático. Enquanto estiver pressionado, interrompe a atuação do compensador elétrico do profundor. A operação do compensador elétrico do profundor será restaurada, quando o botão for solto. Se ocorrer uma emergência, devida ao Piloto Automático ou ao compensador, não tente determinar qual dos sistemas está em pane. Imediatamente pressione e mantenha pressionado o botão de desacoplamento/interrupção. Desligue o Piloto Automático e o interruptor geral do compensador (no painel de instrumentos) e compense, novamente o avião, soltando o botão de desacoplamento/interrupção.

NOTA

Durante a consulta deste suplemento, recomenda-se ao piloto que localize e identifique os comandos do Piloto Automático, o interruptor geral do compensador e os disjuntores para ambos os sistemas.

a. No caso de pane do Piloto Automático, o mesmo pode ser:

1. Sobrepujado através de qualquer um dos manches.

ADVERTÊNCIA

Não sobrepuje o eixo de arfagem do Piloto Automático por períodos superiores a 3 segundos, porque o sistema de compensação automática opera no sentido de se opor à ação do piloto e, portanto, irá causar um acréscimo nos esforços necessários para sobrepujamento em arfagem.

2. Desacoplado, pressionando-se o botão de desacoplamento/interrupção.

3. Desacoplado, pressionando-se o interruptor tipo barra "P.A. DESL" (AP/OFF) do compensador, no manche do piloto.

4. Desacoplado, desligando o interruptor tipo tecla de rolamento "ROLL" no painel do Piloto Automático.

b. Perda de Altitude Durante a Pane

1. Uma pane do Piloto Automático durante a descida, subida ou vôo de cruzeiro, com uma demora de 3 segundos no início da recuperação, pode resultar em até 60 graus de inclinação lateral e perda de altitude de 200 pés. Perda máxima de altitude, medida com 173 nós V_i, em descida.

2. Uma pane do Piloto Automático durante uma aproximação, com uma demora de 1 segundo na recuperação, pode resultar em até 20 graus de inclinação lateral e uma perda de altitude de 75 pés. É a perda máxima de altitude medida na configuração de aproximação, com trem abaixado e operando tanto acoplado como desacoplado, tanto mono como bimotor.

c. Operação Monomotor:

1. Pane de motor durante um procedimento de aproximação com Piloto Automático: desacople o Piloto Automático e execute manualmente o restante da aproximação.

2. Pane de motor durante a arremetida: desacople o Piloto Automático, compense novamente, siga os procedimentos normais para vôo monomotor e então, reacople o Piloto Automático.

3. Pane de motor durante subida normal, vôo de cruzeiro ou descida: compense novamente o avião e siga os procedimentos normais para vôo monomotor.

4. Mantenha o avião compensado direcionalmente, do começo ao fim da operação monomotor.

d. No caso de mau funcionamento do compensador.

1. Pressione e mantenha comprimido o botão de desacoplamento/interrupção, no manche do piloto.

2. Desligue o interruptor geral do compensador no painel de instrumentos. Compense o avião novamente, como necessário, utilizando o sistema de compensação manual.

3. Solte o botão de desacoplamento/interrupção no manche do piloto. Esteja alerta quanto a uma possível atuação do compensador.

4. Desarme o disjuntor do compensador. Não opere o compensador até que o problema esteja resolvido.

e. Se ocorrer um descontrole do compensador, com o Piloto Automático em operação, os procedimentos acima irão desacoplar o Piloto Automático, o que irá imediatamente, resultar em esforços maiores no manche. Esteja preparado para compensar manualmente, como necessário, a fim de eliminar forças indesejáveis.

f. Operação de Emergência com Indicador de Curso (HSI), Opcional.

1. Bandeira HDG aparecendo:

   - Verifique o manômetro do sistema de giros quanto a uma indicação adequada (pressão mínima 4 pol. Hg)
   - Verifique se o disjuntor BÚSSOLA GIROMAG está armado.
   - Observe o indicador quanto à operação correta.

2. Para desacoplar o limbo de bússola do indicador de curso: desarme o disjuntor BÚSSOLA GIROMAG e utilize a bússola magnética como referência de proa.

NOTA

Com o limbo de bússola do indicador de curso inoperante, o Piloto Automático não deve ser utilizado.

3. Com o limbo de bússola do indicador de curso desacoplado:

   - As indicações de "VOR" e "Glide Slope" continuam válidas; use o botão de ajuste do limbo de bússola para girá-lo manualmente de modo a fazer coincidir suas indicações com as da bússola magnética.
   - As informações de situação da aeronave à direita ou à esquerda do localizador continuam válidas também. Compare as indicações da barra de desvio lateral com as do indicador nº 2 para se assegurar quanto à sua operação correta.

4. Falha de sincronização (incapacidade do Giro Direcional auto-alinhar-se):

   - Verifique se o interruptor ACOPL DO GIRO está na posição 1.
   - Verifique o aparecimento da bandeira HDG.
   - Verifique se o disjuntor BÚSSOLA GIROMAG está armado.
   - Reajuste o limbo de bússola observando o indicador da bússola giromagnética, no próprio indicador de curso (HSI).
   - Posicione o interruptor ACOPL DO GIRO em 2.

- Reajuste o limbo de bússola observando o indicador da bússola giromagnética, no próprio indicador de curso (HSI).
- Selecione a posição LIVRE para o interruptor ACOPL DO GIRO e reajuste o limbo de bússola periodicamente, operando como giro livre.

5. Bandeira NAV aparecendo:
   - As informações de situação da aeronave à direita ou à esquerda do localizador não são válidas. As informações de navegação, tanto no modo VOR ou LOC, somente serão válidas se a bandeira NAV permanecer invisível, estando o limbo de bússola desacoplado ou não.
6. No modo LOC o indicador "DE-PARA"(TO-FROM) pode permanecer invisível, dependendo do conversor utilizado na instalação.

SEÇÃO 4 – PROCEDIMENTOS NORMAIS

ANTES DA PARTIDA DOS MOTORES

TESTE PRÉ-VÔO

a. Canal de Rolamento "ROLL"

1. Coloque o Acoplador Rádio na modalidade "HDG" e leve o interruptor "ROLL" para a posição "ON", para acoplar o canal de rolamento. Gire o botão de comando de rolamento para a esquerda e para a direita e observe se o manche descreve movimento no sentido correspondente.
   Em seguida, centre o botão de comando de rolamento "ROLL".
2. Ajuste a proa indicada na bússola magnética no limbo de bússola do indicador de curso e faça o índice de proa coincidir com a proa do avião. Acione o interruptor tipo tecla da modalidade "HDG"e movimente o índice de proa para a direita e para a esquerda. O manche deve descrever movimentos correspondentes ao do índice de proa. Segure o manche e, manualmente, sobrepuje o servo em ambas as direções.
3. Desacople o Piloto Automático, pressionando o botão tipo barra "AP/OFF" do compensador. Verifique se os ailerons apresentam liberdade de movimento e se o Piloto Automático se desacopla dos comandos.

b. Canal de Arfagem "PITCH"

1. Posicione em "ON" o interruptor "ROLL" para acoplar o canal de rolamento.
2. Centre o disco de comando de arfagem e aperte o interruptor "PITCH".
3. Gire o disco de comando de arfagem totalmente para baixo "DN" para picar e totalmente para cima "UP" para cabrar e verifique se o manche descreve movimentos correspondentes, para a frente e para trás.
   Verifique se o servo pode ser sobrepujado atuando manualmente sobre o manche.

NOTA

Sem a ajuda do piloto, o Piloto Automático pode não ser capaz de atuar o profundor, com o avião no solo.

4. Segure o manche e desacople o Piloto Automático, pressionando o botão de desacoplamento/interrupção. Verifique os comandos de rolamento "ROLL" e arfagem "PITCH" para se certificar que o Piloto Automático foi desacoplado.

c. Sistema de Compensação

Este avião está equipado com um sistema de compensação do profundor projetado de modo a não permitir a ocorrência de perda de controle da aeronave, nos casos de falhas simples, mecânica ou elétrica. A inspeção pré-vôo visa revelar falhas de difícil detecção que, de outra forma, poderiam passar despercebidas. A operação adequada do sistema do compensador elétrico do profundor implica inspeção pré-vôo descrita a seguir, executada antes de cada vôo. Se o sistema acusar falha em qualquer fase da inspeção, deixe desarmado o disjuntor do compensador, até que o sistema seja reparado.
A substituição de qualquer componente do sistema do compensador por outro, de modelo diferente, não é permitida. Para informações sobre interrupção de emergência, consulte a Seção 3 — Procedimentos de Emergência, deste Suplemento.

O botão de comando elétrico do compensador, no punho esquerdo do manche do piloto, possui duas funções:

1. Desacople o Piloto Automático, quando a barra "P/A DESL." ou (AP OFF) for pressionada.

2. Quando a barra for comprimida e o interruptor tipo tecla movido para a frente, ocorre compensação no sentido de picar, quando movido para trás, ocorre compensação no sentido de cabrar.

Pré-vôo - Comando do Compensador — Antes de Cada Vôo

1. Verifique se o disjuntor do compensador está armado.
2. Interruptor geral do compensador — Ligue (ON).
3. Pressione o botão "P/A DESL." (AP OFF) — Verifique a operação normal do compensador "UP" (cabrar). Segure o volante do compensador e verifique a capacidade de sobrepujar o comando. Verifique a operação "DN" (picar).
   Verifique novamente a capacidade de sobrepujar o comando.
4. Com o compensador atuando - pressione apenas a barra central - o compensador não deve atuar-solte a barra central - o compensador volta atuar.
5. Sem comprimir a barra central, acione o interruptor de comando do compensador para a frente e para trás; o compensador não deve operar em qualquer das duas posições.

Compensador Automático — Antes de cada Vôo

1. "AP ON" — (Canais de Rolamento e Arfagem)

   Verifique a operação automática, acionando o disco de comando de arfagem do Piloto Automático para "UP" e, depois, para "DN". Observe se os movimentos do compensador acompanham os do comando de arfagem.

NOTA

Com o Piloto Automático acoplado, haverá uma demora de, aproximadamente, 3 segundos entre a operação do comando de arfagem e a atuação do compensador.

2. Comprima a barra central "P/A DESL" (AP OFF), solte-a e verifique se o Piloto Automático desacopla.

3. Gire o volante do compensador para verificar a operação manual do compensador. Reajuste-o para a posição de decolagem, antes de decolar.

PROCEDIMENTO EM VÔO

a. Compense o avião (bolinha centrada)

b. Verifique o manômetro dos instrumentos giroscópicos para se certificar de que o giro direcional e o indicador de atitude estão recebendo ar suficiente.

c. Canal de Rolamento

   1. Para acoplar, centre o botão de comando de rolamento "ROLL".

      Leve o interruptor de rolamento para a posição "ON". Para executar curvas, gire o botão de comando de rolamento na direção desejada.

   2. Para a modalidade "HDG", leve o índice de proa do indicador de curso a coincidir com a proa do avião e coloque o interruptor "HDG" na posição "ON".
      (O ângulo máximo de inclinação lateral será de 20 graus, nesta modalidade).

d. Canal de Arfagem (O canal de rolamento deve estar acoplado antes de acoplar o canal de arfagem).

   1. Centre o indicador do compensador de arfagem com o disco de comando de arfagem.

   2. Posicione em "ON" o interruptor "PITCH". Para mudar de atitude, gire o disco de comando de arfagem na direção desejada.

e. Manutenção de Altitude

   Ao atingir a altitude desejada ou a altitude de cruzeiro, aperte o interruptor "ALT". Enquanto este estiver ligado, o avião mantém a altitude selecionada. Para maior conforto dos passageiros, a razão de subida ou descida deve estar reduzida para, aproximadamente, 500 pés/min, antes de ser acoplada a modalidade "ALT". Para manter a altitude, com precisão, abaixo de 95 nós V_i, desacople o Piloto Automático e estenda os flapes para 25° e reacople o Piloto Automático.

NOTA

Antes de desacoplar a modalidade "ALT", centre o disco de comando de arfagem.

f. Acoplamento Rádio "VOR/ILS" com a Utilização do Indicador de Curso (HSI)

1. Navegação "VOR"

— Sintonize e identifique a estação de "VOR".
Selecione a radial de "VOR" desejada através do seletor correspondente do indicador de curso.

— Selecione a modalidade "OMNI" no Acoplador-Rádio.

— Posicione em "ON" o interruptor "HDG" do Piloto Automático, para que o Acoplador-Rádio entre em funcionamento. A aeronave assumirá uma proa de interceptação a 45° em relação à radial de "VOR" selecionada, se a barra de desvio lateral estiver totalmente defletida. À medida que a mesma se desloca no sentido de se alinhar com a radial de "VOR" selecionada, o ângulo de interceptação diminui gradativamente.

Modalidade "NAV" — Nesta modalidade, a sensitividade de recepção é reduzida para permitir a navegação VOR com o Piloto Automático acoplado, quando os sinais são fracos ou acompanhados de ruído. Esta modalidade deve ser ativada após a aeronave estabilizar na radial selecionada.

2. Aproximação "ILS/LOC" "Front Course"

— Selecione o rumo de aproximação do localizador no indicador de curso através do seletor de radiais.

— Selecione a modalidade "LOC/NORM" no Acoplador-Rádio para interceptação e manutenção do localizador na aproximação final.

A modalidade "LOC/REV" pode ser utilizada para a interceptação e manutenção do localizador no afastamento do procedimento.

— Posicione em "ON" o interruptor "HDG" do Piloto Automático, para o Acoplador-Rádio entrar em funcionamento.

3. Aproximação ILS "Back Course"

— Selecione o rumo de aproximação "Front Course" do localizador no indicador de curso.
— Selecione a modalidade "LOC/REV" no Acoplador-Rádio para a interceptação e manutenção do localizador na aproximação final. A modalidade "LOC/NORM" pode ser utilizada para a interceptação e manutenção do localizador no afastamento do procedimento "Back Course".

— Posicione em "ON" o interruptor "HDG" do Piloto Automático, para o Acoplador-Rádio entrar em funcionamento.

g. Acoplamento-Rádio "VOR/ILS" com Giro Direcional Padrão.

Na operação do Acoplador-Rádio em conjunto com o Giro Direcional Padrão e indicador "VOR/LOC", o índice de proa "HDG" é usado como referência de rumo-rádio e assim deve ser ajustado para casar com o rumo "VOR/ILS" desejado, conforme selecionado no "O.B.S." (Omni Bearing Selector).

1. Para interceptação e rastreio "VOR": Selecione o curso "VOR" desejado e ajuste o índice de proa para a mesma proa. Selecione a modalidade "OMNI" no acoplador e acople a modalidade "HDG" no painel do Piloto Automático.

2. Para a interceptação e rastreio de Rumo Normal de "ILS" : Sintonize a freqüência de "localizer" e posicione o índice de Proa no rumo de aproximação. Selecione a modalidade "LOC/NORM" no acoplador e acople a modalidade "HDG" no painel do Piloto Automático.

3. Para interceptação e rastreio de rumo reverso de "localizer": Sintonize a freqüência de "localizer" e posicione o índice de proa no rumo de aproximação para o aeroporto. Selecione a modalidade "LOC/REV" no acoplador e acople a modalidade "HDG" no painel do Piloto Automático.

NOTA

Em qualquer modo de operação (OMNI, NAV, LOC/REV e LOC/NORM) do P.A., acoplado a um receptor de VOR/ILS, é necessário verificar a posição da chave seletora de NAV1/NAV2, que seleciona o equipamento NAV cujos sinais serão utilizados pelo P.A.

APROXIMAÇÃO E ATERRAGEM

OPERAÇÃO DE APROXIMAÇÃO COM O PILOTO AUTOMÁTICO ACOPLADO

a. "VOR" ou "LOC"

1. Após o bloqueio da estação "VOR", rastreie em afastamento para a área da curva do procedimento, conforme descrito no tópico "PROCEDIMENTOS EM VÔO", item (f) ou (g), reduza a velocidade para 100 a 105 nós V_i. Estenda os flapes um ou dois dentes (10° ou 25°).
2. Use as modalidades "HDG", "PITCH" ou "ALT", conforme apropriado durante a curva do procedimento.
3. Na aproximação final, retorne à modalidade "PITCH" para controlar a descida e abaixe o trem de pouso.
4. Na Altitude Mínima de Descida acople a modalidade "ALT" e aplique potência para vôo nivelado. Observe o altímetro para se assegurar de que o Piloto Automático está controlando a altitude de maneira precisa.
5. Arremetida. Selecione a atitude de arfagem desejada, por meio do disco de comando de arfagem e desacople a modalidade "ALT". Isso irá iniciar a mudança para a atitude de subida. Aplique imediatamente, potência de decolagem e observe o altímetro e o indicador de razão de subida quanto à indicação positiva de subida.
   Estabilizada a subida, recolha o trem de pouso e os flapes. Ajuste a atitude, como necessário para a velocidade desejada, e acople a modalidade "HDG" para executar a curva, saindo do rumo de aproximação final "VOR".

b. Aproximação "ILS" com captura de "Glide Slope" (Opcional)

1. Rastreie o localizador na aproximação final até próximo a interceptar o "Glide Slope", conforme descrito no tópico "PROCEDIMENTO EM VÔO", item (f), com a modalidade "ALT" acoplada.
2. Antes de interceptar o "Glide Slope", reduza para 100 a 105 nós Vi, e estenda os flapes um ou dois dentes (10° ou 25°).

3. A captura do "Glide Slope" irá ocorrer automaticamente na interceptação da rampa, se as seguintes condições forem satisfeitas:
   - Acoplador de rádio na modalidade "LOC/NORM".
   - Modalidade "ALT" acoplada.
   - Aeronave abaixo da rampa do "Glide Slope" há mais de 20 segundos.
   - Freqüência do localizador sintonizada no receptor "NAV".

4. No momento da interceptação do "Glide Slope", abaixe imediatamente o trem de pouso e reduza a potência para manter 100 a 110 nós V_i na aproximação final. A captura do "Glide Slope" é indicada pelo acendimento da luz verde de acoplamento do "Glide Slope" e por uma leve tendência do avião no sentido de picar.

5. Monitore as indicações do localizador e do "Glide Slope" do começo ao fim da aproximação final. Ajuste a potência, conforme necessário, para manter a velocidade correta de aproximação final. Todas as variações de potência deverão ser de pequena magnitude e aplicadas suavemente para a melhor execução do procedimento de rastreamento.
   Não altere a configuração do avião durante a aproximação, enquanto o Piloto Automático estiver acoplado.

6. Execute as manobras de arremetida conforme descrito no item (a) (5) do tópico Operações de Aproximação com o Piloto Automático Acoplado.

NOTA

O acoplador do "Glide Slope" não se desacopla automaticamente do "Glide Slope".

O desacoplamento pode ser feito das seguintes maneiras:

a. Desacoplando a modalidade "ALT".
b. Passando o acoplador-rádio para a modalidade "HDG".
c. Desacoplando o Piloto Automático.

SEÇÃO 5 – DESEMPENHO

A instalação do Piloto Automático CENTURY III não acarreta modificações no desempenho básico, constante da Seção 5 deste Manual de Operação.

SEÇÃO 9
SUPLEMENTO 12
TRANSPONDER COLLINS TDR-950/950L

SEÇÃO 1 - GENERALIDADES

O transponder instalado na aeronave, é parte integrante do sistema radar (identificação/rastreamento) de tráfego aéreo. Provê identificação da aeronave no indicador de posição do órgão controlador de tráfego aéreo.
Quando esse equipamento é usado com um altímetro codificador de altitude, informa ao orgão ATC a altitude-pressão da aeronave no momento.
O transponder responde automaticamente a sinais válidos de radar recebidos da estação, com uma série de pulsos de resposta que são codificados para dar uma identificação específica da aeronave.

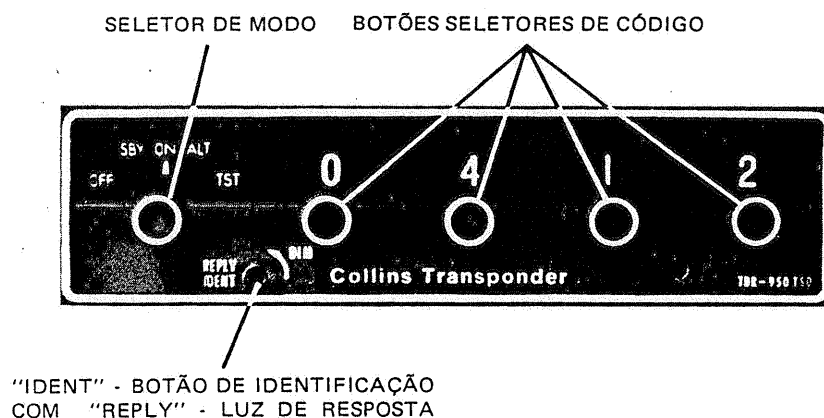



Figura 1 - Controles e Indicadores do TDR-950/950L

SELETOR DE MODO - O botão seletor de modo, controla a aplicação de força primária para a unidade, e o modo de operação a ser usado.

"SBY" - A seleção dessa posição, mantém um fornecimento de energia primária para o equipamento, porém, respostas para qualquer interrogação são inibidas. Essa posição é normalmente usada durante o táxi ou quando o órgão ATC solicita.

"ON" - Nessa posição quando ocorre recepção de sinais válidos de interrogação, inicia-se geração de pulsos de resposta. A posição "ON" transmite para o radar do órgão ATC, a posição da aeronave, naquele momento.

"ALT" - A operação no modo "ALT", transmitirá a posição como no modo "ON" e caso o transponder possua o modo "C" (opcional) transmitirá também altitude.

"TST" - Na posição teste é possível verificar a operação quanto a prontidão. A característica de autoteste permite uma verificação de segurança da unidade. A posição "TST" é provida de mola e portanto deve ser segurada na posição para que o autoteste seja completado. Se o transponder estiver operando corretamente, quando no modo teste, a lâmpada "REPLY" acenderá.

"OFF" - O equipamento está desligado.

"IDENT" - Botão de Identificação - Quando "IDENT" é pressionado, um sinal especial é acrescentado aos pulsos normais, fazendo com que aumente a intensidade da configuração apresentada na tela do radar do órgão ATC. Esse sinal especial permanece 20 segundos após a liberação do botão. O botão "IDENT" é pressionado somente quando solicitado pelo órgão ATC, para identificação.

"REPLY" - Luz de Resposta - Essa lâmpada de resposta está acoplada ao "Botão de Identificação". Serve para monitorar a transmissão de identificação, permanecendo acesa durante a transmissão do sinal especial.

Essa luz de resposta iluminará sempre que:

a. Uma resposta for dada,

b. O botão "IDENT" for pressionado e

c. for selecionada a posição "TST".

"DIM" - Atenuador de Brilho da Luz de Resposta - A atenuação do brilho da luz é conseguida girando o botão de identificação no sentido anti-horário e para aumentar o brilho, o botão deve ser girado no sentido horário. Isso permite ao piloto manter um brilho adequado, de acordo com as condições de luminosidade da cabine.

[illegible]ETORES DE CÓDIGO - O código selecionado é mostrado em quatro janelas. Sob cad[illegible] [illegible]botão rotativo de 8 posições sem batente de parada.

PROCEDIMENTOS DE OPERAÇÃO - Posicione o botão seletor de modo em "SBY". Isso fornecerá energia primária para o equipamento.
Aguarde 20 segundos no mínimo após o acionamento, para permitir que o transmissor se aqueça e então selecione a posição "TST". Após a seleção da posição teste, a lâmpada da resposta deve acender, indicando que o TDR-950/950L está operacional. Retorne para a posição "SBY" enquanto no solo.

SEÇÃO 2 - LIMITAÇÕES

Não Aplicável

SEÇÃO 3 - PROCEDIMENTOS DE EMERGÊNCIA

Não Aplicável

SEÇÃO 4 - PROCEDIMENTOS NORMAIS

Não Aplicável

SEÇÃO 5 - DESEMPENHO

Não Aplicável

SEÇÃO 9

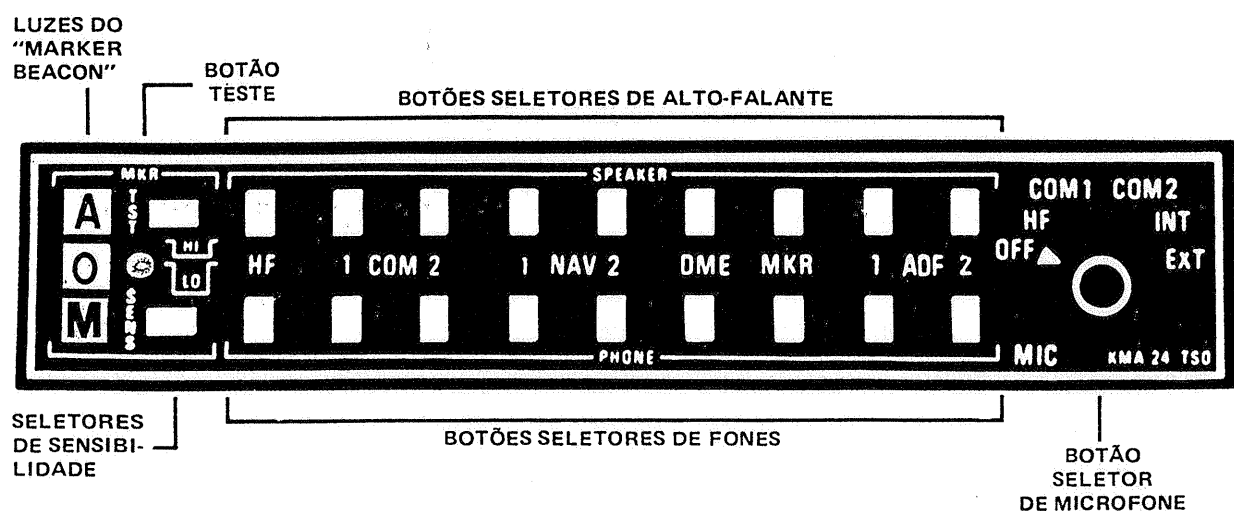
SUPLEMENTO 13

SISTEMA DE CONTROLE DE ÁUDIO KING KMA 24

1. GENERALIDADES

Este suplemento fornece as informações necessárias à operação da aeronave EMB-810D quando instalado o Sistema de Controle de Áudio King KMA 24.
Este suplemento, cujas informações devem ser utilizadas com o manual completo, foi aprovado pela Divisão de Homologação Aeronáutica (FDH), como parte integrante e permanente deste manual, nele devendo permanecer inserido, sempre que o Sistema de Controle de Áudio King KMA 24 estiver instalado.
Localizada no painel de instrumentos, a unidade é alimentada por 12 VDC através da chave geral "Rádios" e protegida por dois disjuntores localizados no painel principal no lado direito inferior, proporcionando 7 watts de áudio no alto-falante.

A capacidade de controle do KMA 24 que extende-se a três transceptores e seis receptores, inclui internamente um receptor de "MARKER BEACON" (Radiobalizador) controlado a cristal, com freqüência fixa padronizada de 75 MHz, (além de alimentação por sinais de radioaltímetro (Alerta sonoro de DH) e chamada telefônica quando instalados).

Proporcionando simultaneidade na utilização das saídas de áudio (alto-falante e fones) com alto grau de integridade, possibilita: silenciar o alto-falante através das chaves de seu painel, estando contudo o áudio dos fones constantemente ativo; silenciar automaticamente o alto-falante quando pressionadas as teclas do microfone e/ou "PTT" instalada no manche, assim como, quando nas modalidades "INT/EXT ou INTERCOM", se esta última estiver instalada, manter bloqueadas todas as demais entradas de áudio para o alto-falante à pressão daquelas teclas individualmente.
Tomadas para fone, microfone e/ou labiofone estão instaladas no painel principal de instrumentos da aeronave.

A representação do receptor de "MARKER BEACON" (Radiobalizador) se traduz pelo conjunto de três luzes, testáveis, de cor Azul (O), Âmbar (M) e Branca (A) no mostrador da unidade, com circuito automático de amortecimento de brilho e tons de 400 HZ, 1300 HZ e 3000 HZ, respectivamente, com provisões de sinal para painel anunciador Tipo KI 285, sendo a antena instalada na superfície ventral da fuselagem no alinhamento longitudinal.
A face frontal da unidade possui os seguintes controles e indicadores:

1. Conjunto de 3 luzes:
   - BRANCA, com inscrição "A", correspondendo seu acendimento 2 vezes por segundo, à passagem da aeronave sobre o cone de emissão do Radiobalizador de AEROVIA e/ou Radiobalizador INTERNO, concomitantemente com tom de 3000 HZ, selecionável nas teclas MKR superior e inferior para alto-falante e/ou fones, respectivamente.
   - AZUL, com inscrição "O", correspondendo seu acendimento 2 vezes por segundo, à passagem da aeronave sobre o cone de emissão do Radiobalizador EXTERNO, simultaneamente com tom de 400 HZ, selecionável nas teclas MKR superior e inferior para alto-falante e/ou fones, respectivamente.
   - ÂMBAR, com inscrição "M", correspondendo seu acendimento 2 vezes por segundo, à passagem da aeronave sobre o cone de emissão do Radiobalizador MÉDIO juntamente com tom de 1300 HZ, selecionável nas teclas MKR superior e inferior para alto-falante e/ou fones, respectivamente.
2. Botão TST — Pressionado, testa a integridade das 3 lâmpadas a qualquer momento, sem interferência nos sistemas em operação.
3. Botão SENS — "HI/LO" — Pressionado o botão inferior, diminui-se a sensibilidade do receptor propiciando como que uma redução diametral do cone de emissão do Radiobalizador obrigando por conseqüinte, maior precisão na passagem sobre o balizador; o botão superior aumenta o ganho do receptor de "MARKER BEACON" tendo o efeito oposto. Sugere-se a posição "HI" ± 1 NM antes do balizador e depois a posição "LO" para precisão.
4. TECLAS — A fileira superior composta de nove teclas, controla a saída de áudio para o alto-falante, enquanto que a inferior controla independentemente da primeira, a saída para os fones; são elas da esquerda para a direita: HF, COM 1 e 2, NAV 1 e 2, DME, MKR e ADF 1 e 2, selecionáveis por pressão; para dentro liga, para fora desliga.
5. BOTÃO SELETOR DE MICROFONE — Com seis posições permite conectar o microfone e/ou labiofone aos diversos equipamentos:
   a. POSIÇÃO "OFF" — Na unidade KMA 24 o receptor de "MARKER BEACON" estará desligado, bem como o seu amplificador de áudio para o alto-falante, contudo, os fones permanecem ativos pois possuem amplificador independente.
   b. POSIÇÃO HF — Conecta o microfone e alto-falante ao transceptor collins HF230 ou similar opcional.
   c. POSIÇÕES COM 1 e COM 2 — Microfone e alto-falante estarão atuando em conjunto, com os transceptores KX 165 (ou similares se instalados) permitindo transcepção pela opção feita.

d. POSIÇÃO "INT" – Nesta posição fica estabelecida a intercomunicação entre os pilotos, (são bloqueadas para o serviço PA, estas mensagens, se instalado).

e. POSIÇÃO "EXT" – Permite comunicação com serviço de Rampa (Alto-falante externo se instalado).

SEÇÃO 2 – LIMITAÇÕES

A unidade deverá estar desligada durante a operação de partida dos motores.

SEÇÃO 3 – PROCEDIMENTOS DE EMERGÊNCIA

Não aplicável

SEÇÃO 4 – PROCEDIMENTOS NORMAIS

OPERAÇÃO

1. Chave Geral Rádios – LIGUE
2. Chave Seletora de microfone – GIRE para a posição desejada: HF, COM 1, etc., energizando assim a unidade.
3. Teclas Alto-falante/fone – SELECIONE a forma de recepção desejada.
4. Receptores e Transceptores – LIGUE, sintonize e identifique, ajustando o nível de áudio individualmente.
5. Tomadas Fone/microfone – VERIFIQUE

SEÇÃO 5 – DESEMPENHO

Não aplicável

SEÇÃO 9

SUPLEMENTO 14

SISTEMA DE NAVEGAÇÃO ADF KING KR 87

1. GENERALIDADES

Este Suplemento fornece as informações necessárias à operação da aeronave EMB-810D, quando instalado o sistema ADF King KR 87.
As informações constantes deste Suplemento devem ser utilizadas em conjunto com o manual completo.

Este Suplemento foi aprovado pela Divisão de Homologação Aeronáutica (FDH), como parte integrante e permanente deste manual, nele devendo permanecer inserido sempre que o sistema de navegação ADF King KR 87 estiver instalado.
O sistema consiste de dois radioreceptores com sintonia digital luminosa, localizados no painel central de instrumentos, que proporcionam informações direcionais para a antena das estações transmissoras da gama de freqüências de 200 KHz a 1799 KHz, em conjunto com audiorecepção, tornando possível ao piloto identificar estações da banda de irradiações em amplitude modulada (AM).

O KR 87 é uma unidade extremamente compacta, alimentada com 12 V DC pela barra de distribuição da energia elétrica, através da chave geral "Rádios". Exibe visor digital luminoso, controlado por microprocessador, das freqüências "Ativa" à esquerda e "Pré-Selecionada" à direita do mostrador, podendo esta última ser transferida para freqüência "Ativa" (tecla FRQ), ou exibir um cronômetro de vôo, até 59 horas e 59 minutos contados a partir da decolagem, ou ainda, "Tempo Empregado Real Programável". O cronômetro de vôo acumula o tempo total de vôo, enquanto que o marcador programável independente poderá ser zerado e acumular ou ser pré-programado para um valor em contagem decrescente. Está provido de uma saída para ativar dispositivo de alarme visual ou sonoro, opcionalmente, quando o valor pré-selecionado atingir zero.

Esta característica é especialmente valiosa para aproximações estimadas, controle de combustível, ponto estimado de navegação, etc.

Um circuito automático de amortecimento ajusta o brilho dos segmentos dos caracteres do mostrador, para compensar mudanças do nível de iluminação ambiental. Uma memória não-volátil, alterável eletricamente é usada para armazenar os valores das freqüências "Ativa" e "Stand By" mesmo depois da unidade ser desligada.

O painel de controle incorporado na face frontal da unidade, possui os seguintes comandos e indicadores:

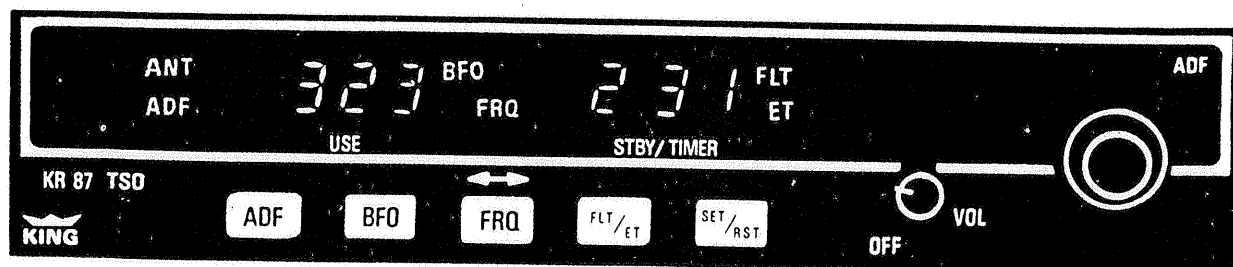



Figura 1. Painel de Controle do KR 87

– Botão OFF/VOL - Liga a unidade, permite o ajuste do nível de saída de áudio e desliga-a.

– Botões concêntricos seletores de freqüência - O botão maior seleciona as freqüências em intervalos de 100 KHz. O botão menor seleciona as freqüências em intervalos de 10 KHz e, quando puxado, em intervalos de 1 KHz. Estes botões selecionam também o número a partir do qual o cronômetro iniciará sua contagem regressiva (tempo real programável); o botão maior seleciona os minutos; o botão menor seleciona os segundos e, quando puxado, os intervalos de 1 segundo.

– Tecla ADF - Quando pressionada, o sistema funciona como radiogoniômetro automático. Quando não pressionada, desativa os sinais da antena "Loop" e o receptor funciona como um simples receptor "AM". O ponteiro indicador correspondente, no RMI, permanece estacionário na marcação relativa 90°. No mostrador aparecerá a indicação "ADF" ou "ANT", respectivamente.

– Tecla BFO - Quando pressionada, realça o sinal auditivo da estação selecionada (tom de fundo de 1 KHz), aparecendo a indicação luminosa "BFO" no centro do mostrador.

– Tecla FRQ - Quando pressionada, coloca em uso a freqüência que estava "Stand By" e vice-versa, no caso das duas freqüências estarem presentes no mostrador. Esta tecla também é usada para chamar a freqüência "Stand-By" no mostrador, quando este estiver indicando o tempo de vôo ou cronômetro, do lado direito.

– Tecla FLT/ET - Quando do lado direito do mostrador a indicação for de tempo de vôo ou cronômetro, pressionando-se esta tecla, ocorrerá a inversão das indicações; quando estiver indicada a freqüência "Stand By", pressionando-a, o mostrador indicará o tempo de vôo ou cronômetro (o que por último esteve indicado no mostrador).
No mostrador aparecerão também as inscrições "FRQ" (Stand-By), "FLT" (Tempo de Vôo) ou "ET" (Cronômetro).

– Tecla SET/RST - Quando pressionada, retorna a zero o cronômetro, iniciando nova contagem, qualquer que seja a indicação no lado direito do mostrador no momento. Quando pressionada por aproximadamente 2 segundos, prepara o cronômetro para contagem regressiva (piscando a inscrição "ET") que após programada, terá início através de nova pressão na tecla.

OPERAÇÃO

a. Gire o botão OFF/VOL no sentido horário para energizar a unidade. O tempo de vôo começa a ser contado e aparecerá em seqüencial luminoso do lado direito do mostrador, lendo-se também a inscrição "FLT" luminosa. Este tempo será zerado automaticamente no momento em que a aeronave deixar o solo, recomeçando então nova contagem, se instalado.

NOTA

O tempo de vôo apenas será zerado novamente quando a unidade for desligada.

b. Selecione através dos botões concêntricos a freqüência desejada, que aparecerá luminosa do lado esquerdo do mostrador e passará a ser a freqüência ("ativa") em uso.

c. Pressione a tecla FRQ e pré-selecione, se desejar, outra freqüência em "Stand By" usando os botões seletores concêntricos, ela aparecerá luminosa à direita do mostrador junto com a inscrição "FRQ".

NOTA

Os botões seletores concêntricos, agem sobre a freqüência "Stand By" sempre que ela estiver no mostrador, caso contrário, agem diretamente sobre a freqüência em uso.

d. Pressione a tecla FRQ, para inverter as freqüências quando ambas estiverem no mostrador; a "Stand By" entra em uso e vice-versa; quando a freqüência "Stand By" não estiver no mostrador, com uma pressão na tecla ela aparecerá sem haver inversão.

e. Pressione a tecla ADF (botão para fora); leia a inscrição "ANT" a esquerda no mostrador; identifique a estação (fone ou alto-falante) observando a BRG 090° no ponteiro do RMI (KNI 582) correspondente.

f. Pressione a tecla BFO, se desejar, que permitirá mais rápida identificação de estações com onda portadora sem modulação ou com indicativo "MORSE" ouvindo-se um tom de 1 KHz quando daquelas transmissões. Observe no centro do mostrador a inscrição luminosa "BFO".

g. Pressione a tecla ADF observando a inscrição "ADF" no canto esquerdo do mostrador e o deslocamento do ponteiro correspondente do RMI (KNI 582) para a estação sintonizada.

h. Pressione a tecla SET/RST sempre que desejar iniciar nova contagem no cronômetro; ele voltará a zero, mesmo quando a indicação à direita no mostrador for de freqüência ou tempo de vôo.

i. Para efetuar uma contagem regressiva, proceda da seguinte forma:

1. Pressione a tecla SET/RST por aproximadamente 2 segundos, até que a indicação "ET" no mostrador comece a piscar.

2. Selecione através dos botões concêntricos o valor de tempo a partir do qual terá início a contagem regressiva.

3. Pressione novamente a tecla SET/RST quando desejar dar início à contagem regressiva.

4. Ao chegar a zero, a indicação do visor à direita ficará piscando por aproximadamente 15 segundos e simultaneamente (se instalado) será disparado o alarme auditivo ou visual. Outrossim, a contagem se torna progressiva a partir do momento que chegou a zero.

ADVERTÊNCIA

Recomenda-se que as unidades KR 87 sejam ligadas somente após a partida dos motores, a fim de prevenir que transientes de voltagem danifiquem as unidades.

As unidades recebem sinais das antenas "Loop/Sense" KA 44B, instaladas na parte inferior do cone de cauda e mostram as indicações radiogoniométricas no indicador RMI (KNI 582 – ponteiros 1 e 2) instalado no painel de instrumentos do 1 P, quando selecionados em ADF.

INDICADOR RADIOMAGNÉTICO KNI 582 RMI KING

O KNI 582, instalado no painel, complementando o ADF KR 87, é unidade alimentada com 12 VDC pela barra de distribuição de energia elétrica, através da chave geral "Rádios". Recebe sinais dos receptores ADF (KR 87), VHF COMM/NAV/(Kx 165) e Sistema Pictorial de Navegação (KCS 55A) King. Exibe visor iluminado internamente e, proporcionando informações relativas às antenas das estações transmissoras omnidirecionais de baixa (200 KHz – 1799 KHz) e alta (108.0 MHz – 117.9 MHz) freqüências, através dos respectivos receptores, agrega por referência ao Norte Magnético (proporcionada pelos sinais giro estabilizados do sistema KCS 55A, acionando o seu cartão de bússola, sob a linha de fé), marcações magnéticas ou rumos (radiais "INBOUND"); dependendo da seleção instantânea feita pelas teclas de controle sob seu visor.

A face frontal da unidade possui os seguintes comandos e indicadores:

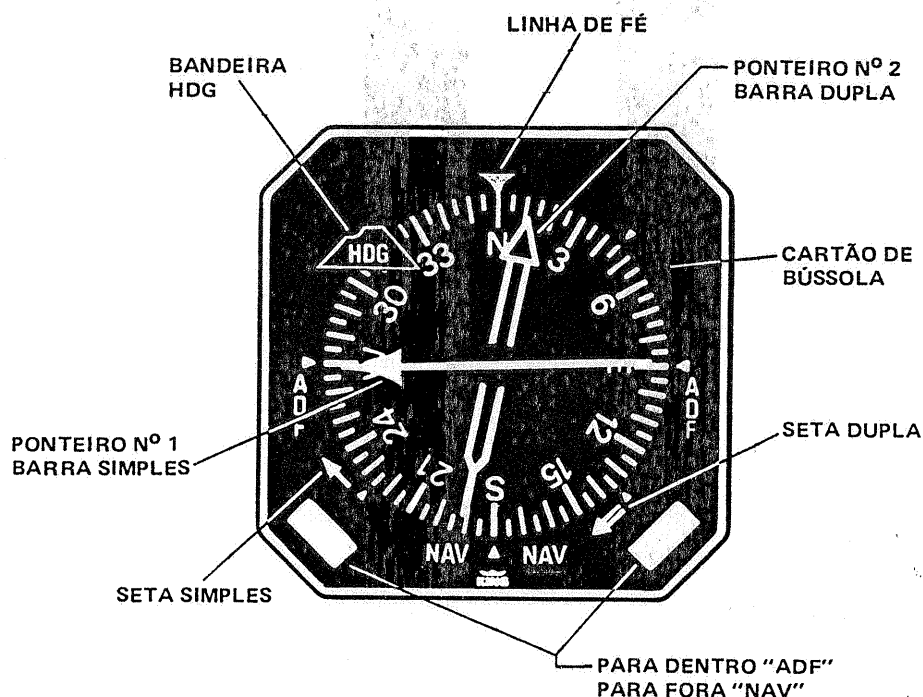



Figura 2. Indicador Radiomagnético KNI 582

– BANDEIRA "HDG" - Aparece quando o sistema (KCS 55A) Pictorial de Navegação determina não válidas as indicações de proa, (Bandeira HDG do HSI) ou a proa indicada contém um erro de 5° ou maior.

– LINHA DE FÉ - A proa magnética da aeronave é lida sob esse índice.

– PONTEIRO DE BARRA DUPLA - Aponta o rumo magnético para uma estação VOR, (radial "INBOUND"), ("WAY POINT" programada via KNS 81 e estação VORTAC, na navegação de área se instalado), cuja freqüência foi selecionada e identificada no VHF/NAV 2, ou estação ADF,

cuja freqüência foi selecionada e identificada no ADF 2, dependendo da posição da tecla e indicação da seta dupla correspondente, existente no canto inferior direito do painel do instrumento.

— CARTÃO DE BÚSSOLA - Tem seus movimentos sincronizadamente comandados pelo Sistema Pictorial de Navegação (KCS 55A) sob a linha de fé.

— SETA DUPLA - Aponta correspondentemente aos movimentos da tecla, as siglas "VOR" e "ADF" inscritas no instrumento.

— TECLAS - Direita e esquerda comandam as setas e ponteiros simultaneamente. Pressionadas e movimento para fora, siglas "NAV" são apontadas (e os ponteiros indicam Rumo para a estação ou "WAY POINT"); pressionadas e movimento para dentro, siglas "ADF" são apontadas e os ponteiros indicam a marcação magnética.

— SETA SIMPLES - Aponta correspondentemente aos movimentos da tecla, às siglas "VOR" e "ADF" inscritas no instrumento.

— PONTEIRO DE BARRA SIMPLES - Aponta o rumo magnético para uma estação "VOR" ("Radial INBOUND") ("WAY POINT" programado via KNS 81 e estação VORTAC, se instalado) cuja freqüência foi selecionada e identificada no VHF/NAV 1, ou estação "ADF" cuja freqüência foi selecionada e identificada no ADF 1, dependendo da posição da tecla e indicação da seta simples correspondente, existente no canto inferior esquerdo do painel do instrumento.

SEÇÃO 2 — LIMITAÇÕES

Mantenha os rádios KR 87 desligados durante a operação de partida dos motores.

SEÇÃO 3 — PROCEDIMENTOS DE EMERGÊNCIA

Não aplicável.

SEÇÃO 4 — PROCEDIMENTOS NORMAIS

OPERAÇÃO

1. Ligue a chave geral "RÁDIOS" para energizar os sistemas.
2. Ligue, sintonize e identifique as estações dos dois receptores ADF que fornecerão os sinais para movimento dos ponteiros indicadores respectivos.
3. Ligue, sintonize e identifique as estações dos dois receptores VHF/NAV que enviarão sinais para movimentos dos ponteiros indicadores respectivos.
4. Observe a ausência da bandeira "HDG" DO INDICADOR PICTORIAL DE NAVEGAÇÃO (KI 525A) HSI.
5. Observe a ausência da bandeira "NAV" do Indicador Pictorial de Navegação (KI 525A) HSI.
6. Observe a ausência da bandeira "HDG" no (KNI 582) RMI conferindo as indicações dos cartões de bússola; discrepâncias iguais ou maiores que 5^{o}, determinam o aparecimento da bandeira "HDG".

7. Leia sobre o cartão de bússola o Rumo Magnético para a estação na condição "VOR", ou a Marcação Magnética na condição "ADF", selecionados respectivamente pelas teclas e receptores correspondentes.

NOTA

Selecionado um curso de localizador, ou se o receptor de "VOR" estiver sintonizado com uma estação de sinais ainda fracos, o ponteiro, na condição "NAV", indicará uma relativa de 90° com a linha de FÉ.

SEÇÃO 5 – DESEMPENHO

Não aplicável

SEÇÃO 9

SUPLEMENTO 15

SISTEMA DE RÁDIO COMUNICAÇÃO E NAVEGAÇÃO VHF KX165 KING

1. GENERALIDADES

Este Suplemento fornece informações necessárias à operação do EMB-810D, quando instalado o Sistema de Radiocomunicação e Navegação VHF King KX 165.
Este suplemento, cujas informações devem ser utilizadas com o manual completo, foi aprovado pela Divisão de Homologação Aeronáutica (FDH) como parte integrante e permanente deste manual, nele devendo permanecer inserido, sempre que o Sistema VHF de Rádio "COMM/ NAV" KX 165 King estiver instalado.
Composto de duas unidades instaladas no painel de instrumentos e alimentados pela barra de 12 VDC, através da chave geral "Rádios", protegidos por disjuntores localizados no painel principal inferior direito, permite:

a. Intercomunicação vocal com estações de solo e outras aeronaves dentro da gama de alta freqüência 118.000 MHz a 136.975 MHz,a incrementos de 25 KHz (correspondente a 760 canais).

b. Recepção de sinais de alta freqüência utilizados para navegação na gama de 108.00 MHz a 117.95 MHz a incrementos de 50 KHz (correspondendo a 200 canais).

c. Recepção de sinais de alta freqüência, utilizados também nas aproximações de precisão "Glideslope", na gama de 329.15 MHz a 335.00 MHz,a incrementos de 150 KHz (correspondendo a 40 canais).

Cada qual é unidade compacta que incorporando conversor VOR/LOC, faz parte do conjunto integrado de navegação e controle de vôo, exibindo visor duplo digital luminoso, controlado por microprocessador, das freqüências "ativa" à esquerda e "Pré-Selecionada" à direita do visor, cujos segmentos de descarga a gás que compõe os caracteres luminosos, são controlados por circuito automático de amortecimento de brilho, para compensar as mudanças no nível de iluminação ambiental.

Dotados de memória não volátil e designados como "VHF/NAV 1 e 2", enviam sinais aos áudio amplificadores (KMA 24) correspondentes na sua parte de recepção audível, ativando-se através do primeiro, por sua seção NAV, as indicações do ponteiro 1 do Indicador Radiomagnético KNI 582 RMI, quando selecionada a tecla VOR e, Ponteiro Indicador de Curso do Indicador KI 525A, do Sistema Pictorial de Navegação e com o segundo, através de sua seção NAV as informações do Indicador VOR/LOC KI 202.

O conjunto se completa com os seguintes componentes:

ANTENAS

- VHF COM 1 — Localizada na superfície dorsal do cone de cauda.
- VHF NAV 1 — Localizada na deriva vertical parte superior.
- VHF COM 2 — Localizada na superfície dorsal do cone de cauda.
- VHF NAV 2 — Localizada na deriva vertical parte superior.

— "GLIDESLOPE" — Localizada na deriva vertical parte superior.

Amplificadores de Áudio com "MB" incorporado KMA 24 instalado no painel de instrumentos.
HSI - Indicador de Situação Horizontal KI 525A King PNI Indicador VOR/LOC - KI 202 King.
Indicador Radiomagnético KNI 582 RMI King.
A face frontal dos transceptores possui os seguintes controles e indicadores:

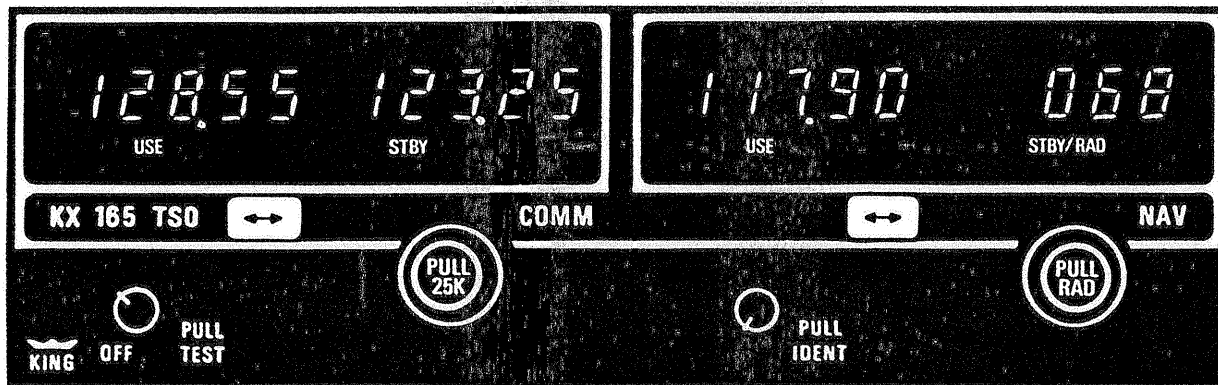



Figura 1. Transceptor de VHF KX 165

VHF "COMM"

1. BOTÃO "OFF/PULL TEST" — Possui três funções:

   a. Liga e desliga a unidade
   b. Girado no sentido horário aumenta o nível de áudio e vice-versa.
   c. Puxado para fora, remove o silenciador automático de ruídos propiciando o teste da unidade e/ou recepção de estação distante; retornando à posição inicial ativa o silenciador.

2. VISOR DUPLO ESQUERDO

   Exibe dígitos formados por segmentos luminosos de descarga a gás de intensidade automaticamente controlada, mostrando à esquerda a freqüência ativa (USE) e à direita a pré-selecionada (STBY) sendo esta última alterável pelo girar dos botões concêntricos. Quando em transmissão a letra "T" aparecerá entre as siglas "USE e STBY" indicando aquele Modo em operação.

3. TECLA BRANCA (DE TRANSFERÊNCIA) — Sua função é intercambiar as freqüências ativa e pré-selecionada quando pressionada.

4. BOTÕES CONCÊNTRICOS — Sendo alterável somente a freqüência pré-selecionada, o botão maior altera a porção dos MHz e o menor a porção dos KHz em seleção, à incrementos de 50 KHz se na posição para dentro, ou 25 KHz se puxado para fora.

"VHF/NAV"

5. BOTÃO "PULL IDENT" — Cumpre duas funções:

a. Puxado, permite sejam audíveis identificação em MORSE e/ou voz da estação selecionada.

b. Na posição para dentro serão audíveis identificações vocais da estação.

Ambas posições terão aumentadas ou diminuidas em volume as emissões recebidas, pelo girar do botão.

6. VISOR DUPLO DIREITO — Exibe dígitos como o esquerdo, com o mesmo comportamento e características.

7. TECLA BRANCA (DE TRANSFERÊNCIA) — Possui característica e função análogas à da esquerda.

8. BOTÕES CONCÊNTRICOS — Com a similar característica seletora dos da esquerda, o botão menor ao ser puxado "MODO RADIAL" exibe digitalmente a radial ("FROM") da estação selecionada ("USE"), sendo a freqüência pré-selecionada, transferida para a memória; nesta condição, comprimida tecla de transferência, torna-se ativa sendo que este ato, altera a indicação daquela radial; no "MODO RADIAL", vale dizer, permanecendo nesta condição, o movimento dos botões concêntricos alterarão diretamente a freqüência ("USE") presente no mostrador; ainda, havendo sinais fracos da estação que impeçam o aparecimento da radial ou se havia sido selecionada freqüência LOC/ILS, um aviso simbolizado por três traços horizontais far-se-á presente em lugar dos dígitos correspondentes.

SEÇÃO 2 — LIMITAÇÕES

Mantenha os transceptores KX 165 desligados durante a operação de partida dos motores.

SEÇÃO 3 — PROCEDIMENTOS DE EMERGÊNCIA

Não aplicável.

SEÇÃO 4 — PROCEDIMENTOS NORMAIS

OPERAÇÃO

— Chave Geral "Rádios" .... LIGUE
— Amplificador Rec. "MB" KMA 24 .... LIGUE
— Teclas correspondentes Alto-falante/Fone .... SELECIONE

- Botão "ON/OFF/VOL" .... LIGUE
- Freqüência "VHF/COMM" desejada .... PRÉ-SELECIONE
- Chave de Transferência .... PRESSIONE
- Segunda Freqüência "VHF/COMM" desejada .... PRÉ-SELECIONE
- Controle de Volume para o Nível Desejado .... AJUSTE
- Estação Selecionada .... IDENTIFIQUE
- Freqüência "VHF/NAV" desejada .... PRÉ-SELECIONE
- Chave de Transferência .... PRESSIONE
- Segunda Freqüência "VHF/NAV" desejada .... PRÉ-SELECIONE
- Botão "VOL/IDENT" .... PUXE
- Botão "VOL/IDENT", Volume Desejado .... AJUSTE
- Estação Selecionada .... IDENTIFIQUE
- Botão "VOL/IDENT" .... PRESSIONE
- Tecla de Transferência de Freqüência, se Desejado .... PRESSIONE
- Botão Concêntrico Menor (Se Desejar Indicação da Radial da freqüência "Ativa") .... PUXE
- Radial da Freqüência "Use" .... LEIA
- Tecla de Transferência, se Desejado .... PRESSIONE

NOTA

A radial mostrada, será sempre correspondente à freqüência da estação "ativa" ("USE") na ocasião da seleção do modo "RADIAL" (isto é, quanto o botão for puxado).

- Botões Concêntricos, se Desejar Alterar a Freqüência Indicada .... GIRE

NOTA

As barras de desvio de curso do (PNI) HSI 525A indicador do VHF/NAV 1 e do KI 202 indicador do VHF/NAV 2 mostrarão sempre as radiais relativas às freqüências ativas "USE" presentes no mostrador.

INDICADOR VOR/LOC KI 202 KING

Está localizado no painel de instrumentos do piloto.
Como parte integrante do Sistema NAV, recebendo informações do VHF/NAV 2, o indicador VOR/LOC KI 202 provê informações omnidirecionais e de curso do localizador.
A face frontal do instrumentos exibe os seguintes caracteres e controle:

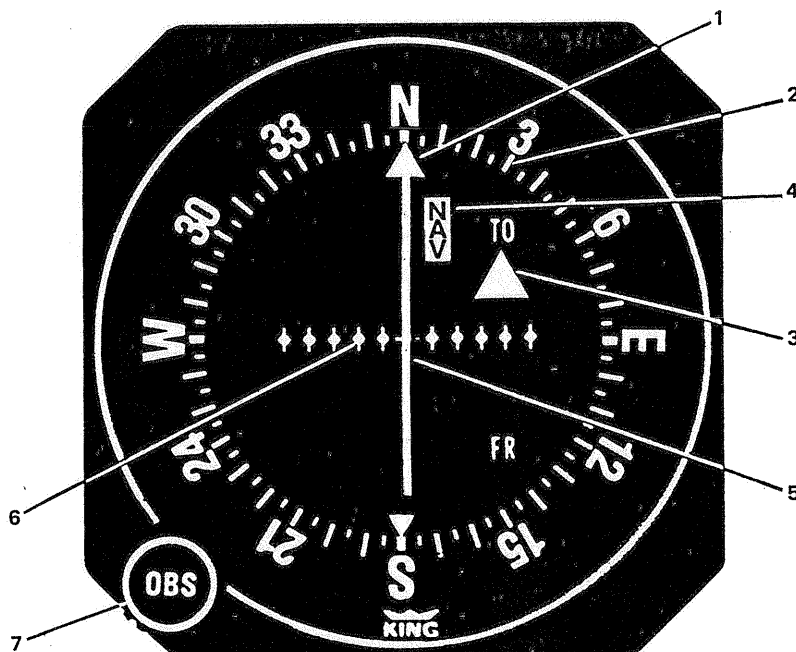



Figura 2. Indicador VOR/LOC KI 202 KING

1. ÍNDICE BÁSICO – Composto por um triângulo referencial fixo, na parte superior do instrumento sobre o qual será lido o curso VOR/LOC selecionado.

2. LIMBO – Anel rotativo graduado 360° movido pelo botão OBS para ajuste dos cursos a selecionar sobre o ÍNDICE BÁSICO.

3. INDICADOR "TO/FROM" – Composto por triângulo referencial móvel, indica a direção da estação relativa ao curso selecionado.

4. BANDEIRA "NAV" – Todas as vezes que o sinal recebido pelo VHF/NAV 2 não for utilizável, esta bandeira estará visível.

5. BARRA DE DESVIO LATERAL - Indica os desvios da aeronave relativos à radial selecionada.

6. ESCALA DE DESVIOS – Indica, relativamente à barra os graus de desvio da aeronave (condições: VOR = 2° por ponto; LOC = 0,5°).

7. BOTÃO "OBS" – Ajusta, girando o limbo, a radial selecionada sobre o Índice Básico.

OPERAÇÃO

VOR

1. VHF/NAV 2 - LIGUE — Sintonize a freqüência e identifique a estação desejada.

2. BOTÃO "OBS" - GIRE-O — Ajustando radial desejada sobre o índice Básico.

3. BARRA DE DESVIO LATERAL - OBSERVE — Sua deflexão mostrará o desvio relativo à radial selecionada.

Para voar "INBOUND" para a estação, gire o "OBS" até centrar a Barra de Desvio lateral sob o Índice, estando o indicador "TO/FROM" com a indicação "TO"; o rumo magnético será lido sobre o Índice Básico; no bloqueio da estação o Indicador ficará momentaneamente fora de vista passando sua indicação de "TO" para "FROM", após essa passagem e/ou mudança de quadrante.

SEÇÃO 5 — PERFOMANCE

Não aplicável.

SEÇÃO 9
SUPLEMENTO 16
SISTEMA PICTORIAL DE NAVEGAÇÃO "KING" KCS 55A

1. GENERALIDADES

Este Suplemento fornece informações necessárias à operação do EMB-810D, quando instalado o Sistema Pictorial de Navegação KCS 55A King.
As informações constantes deste Suplemento devem ser utilizadas em conjunto com o manual completo:
Este Suplemento foi aprovado pela Divisão de Homologação Aeronáutica (FDH), como parte integrante e permanente deste manual, nele devendo permanecer inserido, sempre que o Sistema Pictorial de Navegação KCS 55A King estiver instalado.
O Sistema Pictorial de Navegação, alimentado pela barra de distribuição de energia elétrica de 12 VDC através da chave geral "Rádios", é composto das unidades:

1. Indicador Pictorial de Navegação KI 525A, HSI.

2. Giro Direcional (KG 102A).

3. Detector de fluxo magnético (KMT 112).

4. Acessório "Slave" (KA 51B).

1a. O indicador Pictorial de Navegação localizado no painel de instrumentos, apresenta visualização instantânea da situação horizontal de navegação e possui dois botões de controle manual para seleção de referenciais de curso e proa.
Envia sinais para o Piloto Automático, para o diretor de vôo, receptores VOR e compasso.

1b. O indicador Pictorial de Navegação (KI 525A) é uma unidade internamente iluminada que exibe referências de proa magnética giro-estabilizadas, seleções de curso e proa, desvios de curso VOR/LOC/GLIDESLOPE e indicações "TO/FROM" para vôo VOR.
Está adicionalmente provido de bandeiras de advertência de VOR/LOC não confiável, "BANDEIRA NAV" e sistema compasso "BANDEIRA HDG".
O ponteiro do Glideslope desaparece de vista quando um sinal de Glideslope não for confiável e provê sinais para o Piloto Automático e diretor de vôo.

2a. O giro direcional montado remotamente no compartimento traseiro da aeronave, provê indicações magnéticas giro-estabilizadas para o Indicador Pictorial de Navegação; em adição aos circuitos de controle "SLAVE" esta unidade contém internamente fonte de suprimento de energia para exitação do detector de fluxo magnético, para o Indicador Pictorial de navegação e demais acessórios "SLAVE".

3a. O Detector de Fluxo Magnético instalado na asa, sente as variações do campo eletromagnético terrestre e transmite estas informações para o Indicador Pictorial de Navegação.

4a. O acessório de controle "SLAVE" é uma unidade internamente iluminada localizada no painel de instrumentos do piloto, alojando o medidor "SLAVE" (que mostra os erros entre o Detector de Fluxo e o Indicador Pictorial), duas chaves de controle sob o Medidor (uma com posições SLAVE/FREE e outras CCW/CW), além de um circuito corretor de compensação dos distúrbios magnéticos locais para o Detector de Fluxo Magnético.

5a. O adaptador para o Piloto Automático é um dispositivo que compatibiliza os sinais do conjunto, com o Piloto Automático utilizado.

Quando o sistema é energizado e está operando no modo SLAVE, o cartão de bússola do Indicador Pictorial alinha-se, com uma razão de 180°/Min, com os sinais recebidos do Detector de Fluxo até um erro igual a ZERO e, automaticamente, reverte para uma razão constante de 3° por minuto, mantendo-se alinhado com o campo magnético terrestre. O mesmo fato se repete levando-se a chave momentaneamente para o modo FREE e a seguir passando-se para o modo SLAVE.
As informações giro estabilizadas de proa fornecidas pelo Indicador Pictorial, são recebidas do giro direcional. Quando no modo SLAVE, estes sinais, que podem variar com razões de 30°/segundo, são sinais de controle que através do Detector de Fluxo movimentam o cartão de bússola.
Quando o sistema é operado no modo FREE, os sinais do giro direcional são a única fonte para movimento do cartão de bússola; nesta condição, podem ser comandadas mudanças no cartão de bússola pressionando a chave CCW/CW para o lado correspondente às alterações desejadas.
O sistema "SLAVE", instalado no painel possui os controles e indicador seguintes:

Figura 1 - KA 51B

1. MOSTRADOR - Com indicações - e + e ponteiro que indica as diferenças de proa. Deflexão positiva indica um erro do cartão de bússola no sentido horário.

2. CHAVE SLAVE/FREE - Na posição FREE o Sistema estará operando no modo "giro livre". Quando na posição AUTO o compasso ficará automaticamente escravizado.

3. CHAVE CCW/CW - Operando no modo giro livre possibilita rotações do cartão de bússola nos sentidos anti-horario e horário respectivamente para as correções necessárias.

OPERAÇÃO

MODO "SLAVE"

1. CHAVE SLAVE/FREE — SLAVE - Nota-se o ciclo de acoplamento rápido (movimento dos cartões de bússola do KI 525A e KNI 582).

2. MOSTRADOR "SLAVE" – VERIFIQUE - Atingindo o ciclo de acoplamento normal, o ponteiro estará centrado sob o índice. As indicações dos cartões de bússola serão automática e fielmente exatas com relação à isogônica local.

MODO GIRO LIVRE

a. CHAVE SLAVE/FREE – FREE - Quer a bandeira HDG tenha aparecido, ou o operador eventualmente deseje operar nessa modalidade, o KI 525A e KNI 582 operarão como "giro direcional normal" suscetíveis de precessão que será detetada com referência à bússola magnética, ou ponteiro do indicador "SLAVE", respectivamente.

b. DIFERENÇAS REFERENCIAIS – VERIFIQUE

c. CHAVE CCW/CW – ACIONE - Respectivamente sentidos anti-horários ou horário dependendo dos erros detetados instantânea ou periodicamente.

d. BANDEIRA HDG – À VISTA

A face frontal da unidade KCS 525A (Indicador Pictorial de Navegação) possui os controles e fornece as informações seguintes:

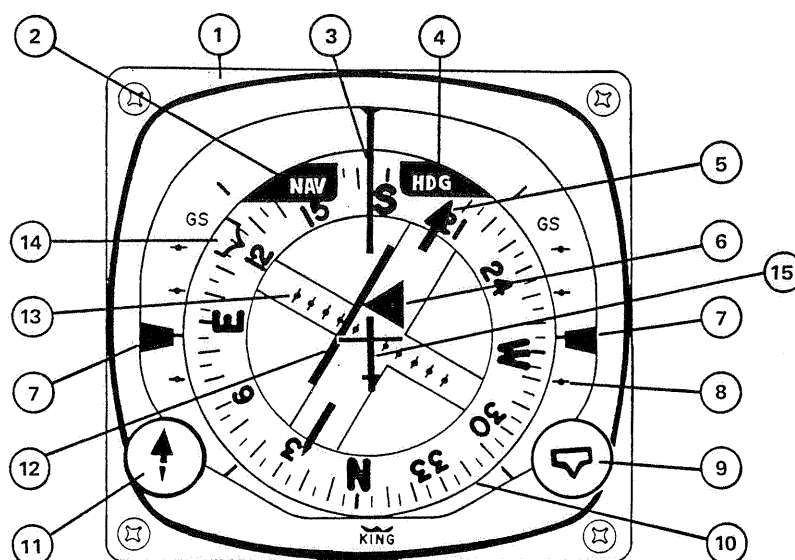



Figura 2. Indicador de Situação Horizontal KI-525A (HSI/PNI)

1. INDICADOR DE SITUAÇÃO HORIZONTAL KI 525A (HSI) - Fornece apresentação pictorial dos desvios da aeronave em relação às radiais do VOR, ou ao curso do localizador. Também indica os desvios de glideslope e dá referências de proa em relação ao norte magnético.

2. BANDEIRA NAV - Fica visível quando o sinal do receptor VHF/NAV for inadequado. Quando a bandeira NAV está visível no HSI (KI-525A), Piloto Automático não desacopla. O Piloto deve estar atento quanto ao aparecimento da bandeira NAV no HSI a fim de assegurar-se de que o Piloto Automático e/ou o Diretor de Vôo estão seguindo informações válidas para navegação.

É de responsabilidade do piloto certificar-se de que os sinais "NAV" para navegação com P.A. acoplado são confiáveis.

3. LINHA DE FÉ - A proa magnética da aeronave, no cartão de bússola, é lida sob essa linha (3).

4. BANDEIRA DE ALARME DE PROA MAGNÉTICA (HDG) - O seu aparecimento significa alimentação inadequada, operação no modo "FREE" (Chave do painel "SLAVE" KA 51B), ou o rotor giroscópico da unidade com menos que 50% da velocidade normal. Quando a bandeira está visível, não será válida a indicação de proa; se aparecer, e um modo lateral (HDG,NAV,APPR ou APPR BC) estiver selecionado o Piloto Automático desacoplar-se-á.

5. PONTEIRO INDICADOR DE CURSO - Indica o curso do localizador, a recíproca da radial selecionada se o indicador "TO-FROM" estiver sob sua seta, ou a radial, se o indicador estiver na cauda do ponteiro. Gira o solidário ao cartão de bússola (10).

6. INDICADOR "TO-FROM" - Indica a direção da estação VOR em relação ao curso selecionado.

7. PONTEIROS DUPLOS DO GLIDESLOPE - Indicam na escala (8) do glideslope o deslocamento da aeronave em relação ao centro da rampa de descida. Quando aparecem, indicam que está sendo recebido um sinal válido de glideslope. O lápso de tempo para aparecimento dos ponteiros é de 2 a 12 segundos após a recepção do sinal válido. Sinais não válidos mantém os ponteiros fora de vista.

8. ESCALAS DO GLIDESLOPE - Indicam deslocamento em relação ao centro da rampa do glideslope. Um desvio de 2 pontos do ponteiro, representa um ângulo de 0,7° acima ou abaixo da linha angular central da rampa do glideslope.

9. BOTÃO SELETOR DE PROA - ( ) O botão seletor de proa, posiciona o índice de proa (14) no cartão de bússola (10). O índice (14) gira solidário com o cartão de bússola.

10. CARTÃO DE BÚSSOLA - Fornece informações de proa magnética giro estabilizadas com referência à Linha de Fé (3).

11. BOTÃO SELETOR DE CURSO - O botão posiciona o ponteiro indicador de curso selecionado (5) no cartão de bússola (10).

12. BARRA DE DESVIO LATERAL (CDI) - A porção central do ponteiro indicador de curso representa a radial ou o curso do localizador. Indica graus de deslocamento angular das radiais VOR e do curso localizador, ou deslocamento em milhas náuticas dos cursos RNAV.

13. ESCALA DE DESVIO DE CURSO - A escala representa desvios angulares para a barra de desvio lateral; 5 pontos significam: ± 10° VOR, 2 2,5° LOC e ± 5NM RNAV, RNAV, APPR 1 1/4 NM com relação à radial ou curso LOC selecionados.

14. ÍNDICE DE PROA - Indica a proa do avião selecionada no cartão de bússola.

15. AVIÃO SIMBÓLICO - Representa a relação entre o avião e o mostrador com todas as suas indicações.

OPERAÇÃO

Esta parte contém informações pertinentes aos controles e indicadores, de operação do Sistema Pictorial de Navegação KCS 525A, HSI.

MODO "VOR"

O KI 525A opera exclusivamente com o VHF/NAV 1 KX 165.

1. CHAVE GERAL "RÁDIOS" — LIGUE - Todos os sistemas serão energizados.
2. CHAVE "SLAVE/FREE" — SLAVE (no Painel "SLAVE") - Início do ciclo de acoplamento rápido ("FAST SLAVE"), seguido pelo normal ("SLOW SLAVE") automaticamente.
3. BANDEIRA "HDG" — AUSENTE - Para que a bandeira HDG desapareça indicando funcionamento normal, aguarda-se lápso de tempo suficiente para, após suprida alimentação normal ao sistema, o giroscópio interno atinja pelo menos 50% da rotação normal e seja satisfeito o ciclo normal de acoplamento rápido (180°/MIN), até erro ZERO e, iniciado o período no modo automático de acoplamento normal (3°/MIN "SLOW SLAVE").
4. INDICADOR "SLAVE" — OBSERVE-O - Desvios eventuais detetados entre o sistema e o campo magnético terrestre serão lidos no ponteiro.
5. RECEPTOR VHF/NAV (KX 165) — LIGUE - Sintonize e identifique a estação (VOR ou LOC).
6. BOTÃO SELETOR DE CURSO — GIRE-O - Ajuste o ponteiro indicador de curso para a radial ("INBOUND" ou "OUTBOUND") desejada, ou para o curso "INBOUND" do localizador.
7. INDICADOR "TO/FROM" — OBSERVE - O triângulo branco indica sempre a antena do transmissor com relação à seleção de curso. Não estará visível quando no bloqueio da estação, mudança de quadrante ou se no receptor VHF/NAV estiver selecionada freqüência para aproximação LOC/GS/ILS.
8. BANDEIRA "NAV" — AUSENTE - Estando presente o sinal do transmissor, a bandeira não visível indica que o sistema mostra informações perfeitas. Se estiver visível, ou o receptor poderá não estar sintonizado corretamente, desligado, ou apresenta mau funcionamento. Utilize, se desejar, o recurso do KR 87 com informações do VHF/NAV 2.
9. BARRA DE DESVIO LATERAL — OBSERVE - Seu desvio representa o desvio da aeronave em relação à radial, ou seja: ela representa o curso VOR/LOC pré-selecionado.

APROXIMAÇÃO LOC/GS/ILS

1. CHAVE GERAL RÁDIOS — LIGUE - Todos os sistemas serão energizados.
2. CHAVE "SLAVE/FREE" — "SLAVE" (Painel "SLAVE") - Inicia-se o ciclo de acoplamento rápido ("FAST SLAVE"), seguido pelo normal ("SLOW SLAVE") automaticamente.

3. BANDEIRA "HDG" — AUSENTE - Para que a bandeira "HDG" desapareça indicando funcionamento normal, aguarda-se lapso de tempo suficiente para, após suprida alimentação normal ao sistema, o giroscópio interno atinja pelo menos 50% da rotação normal e seja satisfeita a passagem do ciclo de acoplamento rápido ("FAST SLAVE" 180°/MIN) até erro igual a ZERO) para o modo automático de acoplamento normal (3°/MIN "SLOW SLAVE").

4. INDICADOR "SLAVE" — OBSERVE-O - Desvios eventuais detetados entre o sistema e o campo magnético terrestre serão lidos através do deslocamento do ponteiro. Deflexões grandes e contínuas do medidor ou grandes discrepâncias entre o cartão de bússola do KI 525A (Indicador Pictorial de Navegação HSI) podem indicar falha do sistema "SLAVE" não necessariamente acusada com a presença da bandeira "HDG".

5. RECEPTOR VHF/NAV 1 — LIGUE - Sintonize para a freqüência da estação desejada e identifique-a.

6. BOTÃO SELETOR DE CURSO — GIRE-O - Ajustando o ponteiro indicador de curso para o curso "INBOUND" do localizador, seja aproximação "FRONT COURSE" ou "BACK COURSE".

7. INDICADOR "TO/FROM" — AUSENTE - Com o receptor VHF/NAV sintonizado numa freqüência de estação utilizada para aproximação LOC/GS/ILS, o triângulo branco estará fora de vista.

8. BANDEIRA "NAV" — AUSENTE - Estando presente o sinal do transmissor, a bandeira não visível indica que o sistema mostra informações perfeitas; se estiver visível, ou o receptor poderá não estar corretamente sintonizado, desligado, ou apresentando mau funcionamento (inclusive o transmissor de terra); porém, o cartão de bússola continuará indicando a PMG sob a linha de FÉ.

9. BARRA DE DESVIO LATERAL — OBSERVE - Seu desvio representa o desvio da aeronave em relação ao curso do localizador, ou seja: representa o curso LOC pré-selecionado.

NOTA

O ajuste do ponteiro indicador de curso sobre o cartão de bússola (no KI 525A) é apenas um referencial para a proa, pois, se ajustado sobre outro referencial qualquer, a barra de desvio lateral mostrará sempre o desvio da aeronave com relação ao curso de aproximação para a pista, pré-ajustado no transmissor de terra.

10. PONTEIRO DO GLIDESLOPE — À VISTA - O ponteiro do glideslope à vista 2 a 12 segundos após o sinal da estação ter sido recebido, indica sobre a escala, os desvios (2 pontos 0,7° MÁX) da aeronave acima ou abaixo, em relação à angular central da rampa de aproximação pré-estabelecida no transmissor sintonizado, se a aproximação for realizada pelo "FRONT COURSE".
O ponteiro não estará visível, se houver mau funcionamento do receptor de glideslope ou do transmissor respectivo do aeródromo envolvido na operação; estará também ausente se a aproximação for realizada pelo "BACK COURSE". As indicações de proa e da barra de desvio lateral continuarão sendo normais.

OPERAÇÃO NO MODO "MAN"

1. SE BANDEIRA "HDG" – PRESENTE - (Vide descrição 4 página 9-100)

2. CHAVE SLAVE/FREE – COMANDE PARA FREE - Se houver falha, bandeira "HDG" visível no sistema compasso (KI 525A), as informações de proa não são confiáveis. O detetor de fluxo magnético não enviará sinais de correção automática para o Indicador Pictorial de Navegação, porém o sistema funcionará como um giro direcional comum com precessão normal.

3. INDICADOR "SLAVE" – MONITORE - Corrija os desvios do cartão de bússola acionando a chave "CCW/CW", sentidos anti-horário e horário respectivamente.

NOTA

As indicações da Barra de Desvio Lateral e Indicador "TO/FROM" estarão presentes e serão confiáveis em relação às correções no cartão de bússola, feitas através da chave "CCW/CW" em função da isogônica local.

SEÇÃO 2

Não ligue a chave geral "RÁDIOS" antes da partida dos motores.

SEÇÃO 3

Não aplicável.

SEÇÃO 4

Para operação normal do sistema a chave geral "RÁDIOS" deverá estar na posição "LIGADA".

SEÇÃO 5

Não aplicável.

SEÇÃO 9

SUPLEMENTO 17

SISTEMA DME KING KN 62A

Este Suplemento fornece as informações necessárias à operação da aeronave EMB-810D quando instalado o sistema DME KING KN 62A.

Este Suplemento, aprovado pela Divisão de Homologação Aeronáutica (FDH) como parte integrante do manual completo, nele deve permanecer inserido sempre que o DME King KN 62A estiver instalado.

Alimentado pela barra de 12 VDC através da chave geral "Rádios" e utilizando a tecnologia empregada em larga escala dos atuais circuitos integrados, o KN 62, é um sistema transmissor compacto de 200 canais DME, onde todas as seleções são feitas remota e eletronicamente utilizando um sintetizador monocristal de freqüência digital.

A unidade, que exibe painel luminoso com circuito de amortecimento ajustando o brilho dos caracteres do mostrador, para compensar mudanças do nível de iluminação ambiental, indica, através dos segmentos de descarga a gás, componentes dos caracteres do mostrador, simultaneamente: distância, velocidade e tempo para a estação selecionada nos VHF/NAV1 ou 2 optativamente, através de chave seletora no painel da aeronave, ou distância e freqüência selecionável na própria unidade.

O alcance máximo de captação é determinado pelos fatores: altitude da aeronave (o mais importante), potência da estação terrestre e sensitividade, tendo a capacidade de exibir distâncias até 389 NM; velocidades verdadeiras até 999 Nós e tempos para estação até 99 minutos digitalmente computados pelos seus circuitos LSI, além de saída de audio para identificação.

Quando automaticamente condicionado no modo de busca da estação o visor exibe série de traços horizontais nas três indicações.

Com a aeronave no solo normalmente não é recebida estação DME em razão da limitação à "linha de visada" própria da gama operacional.

Deve se ter em conta outrossim, que os dados (distância, tempo e velocidade) são baseados na hipotenusa (avião-estação) e não devem ser confundidos por conseqüinte com dados absolutos, merecendo maior ponderação nas proximidades do transmissor envolvido, além de que o rumo, "TO-FROM" entra como o fator básico para maior acuidade.

A face frontal da unidade instalada no painel de instrumentos da aeronave possui os seguintes controles e indicadores:

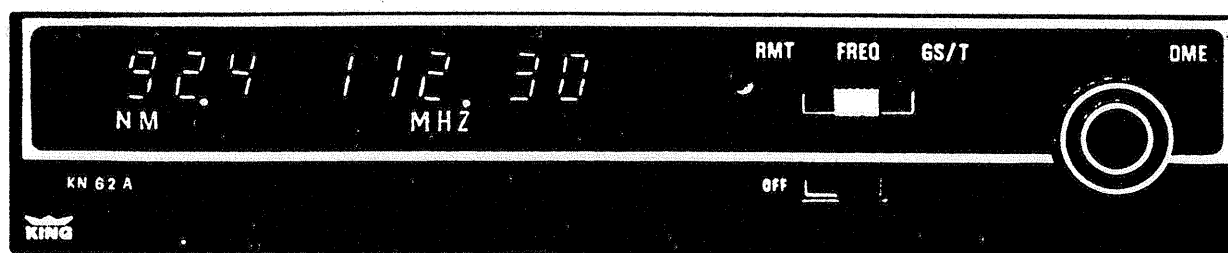



Figura 1. Painel de Controle do DME KING KN 62A

CHAVE "OFF" - Desliga e liga a unidade

CHAVE DE FUNÇÃO (RMT/FREQ/-GS/T) - Esta chave possui três posições sendo:

a. FREQ. - Nesta posição poderá ser selecionada, internamente através dos botões concêntricos, a freqüência desejada na memória do KN 62, independentemente dos VHF/NAV 1 e 2, sendo visualizada no mostrador luminoso, juntamente com a distância em NM.

b. GS/T - Dependente da seleção feita na posição FREQ esta posição indicará no mostrador luminoso a distância , velocidade em Nós e o tempo para a estação. Rotações dos botões concêntricos não terão efeito, visto estar o sistema mantido sintonizado na freqüência pré-selecionada.
Esta característica previne alterações da freqüência quando não presente no mostrador.

c. RMT - Levada para posição RMT o KN 62A recebe o sinal para sintonia conjunta à freqüência da estação VOR selecionada no VHF/NAV (1 ou 2 dependendo da posição da chave seletora). O mostrador luminoso indicará: distância, velocidade e tempo para estação. Note a disponibilidade à utilização de duas freqüências: Memória e VHF/NAV.

BOTÕES CONCÊNTRICOS - O botão menor possui 2 posições: para dentro corresponde através de sua rotação, a incrementos de 0.1 MHz e para fora há uma adição de 0.05 MHz àqueles incrementos. O Botão maior altera unidades e dezenas.

OPERAÇÃO

1. CHAVE GERAL "RÁDIOS" — LIGUE - A barra estará com energia elétrica disponível (12 VDC).

NOTA

Prevenindo transientes de tensão que podem danificar eventualmente os aviônicos e visando uma vida útil maior a seus equipamentos, ligue-os somente após a partida dos motores, desconexão do GPU, se aplicável, e alimentação normal dos alternadores.

2. CHAVE "OFF" — LIGUE - A unidade será alimentada com 12 VDC iluminando-se simultaneamente o mostrador.

3. CHAVE DE FUNÇÃO — POSIÇÃO FREQ. - Ajuste

4. BOTÕES CONCENTRICOS — SELECIONE - A freqüência desejada é sintonizada e inserida na memória da unidade.

5. CHAVE DE FUNÇÃO — POSIÇÃO GS/T - AJUSTE - Leia: distância, velocidade e tempo para a estação.

NOTA

Para acuidade dos valores obtidos, a aeronave deverá estar num rumo em que se afaste ou se aproxime da estação.

6. VHF/NAV 1 e 2 – Selecione e identifique as freqüências das estações VOR/DME desejadas.

7. CHAVE DE FUNÇÃO – POSIÇÃO "RMT" - Ajuste,caso deseje informações de Distância, velocidade e tempo para a estação pré-selecionadas nos VHF/NAV 1 ou 2.

8. CHAVE SELETORA – SELECIONE - No painel da aeronave opte pelo VHF/NAV 1 ou 2 como desejar.

9. CHAVE DE FUNÇÃO – POSIÇÃO GS/T - AJUSTE - Se desejar retornar à freqüência inicialmente programada ela estará memorizada na unidade fornecendo as três indicações num lápso de tempo máximo de 1 segundo.

SEÇÃO 2 – LIMITAÇÕES

Mantenha o DME KN 62A desligado durante as operações de partida.

SEÇÃO 3 – PROCEDIMENTOS DE EMERGÊNCIA

Não aplicável

SEÇÃO 4 – PROCEDIMENTOS NORMAIS

A chave geral "Rádios" deverá estar na posição LIGADA para que a unidade possa ser energizada.

SEÇÃO 5 – DESEMPENHO

Não aplicável

SEÇÃO 9

SUPLEMENTO 18

TRANSPONDER KING KT76A

1. GENERALIDADES

Este Suplemento fornece informações necessárias à operação do EMB-810D, quando instalado o Transponder King KT76A.
As informações constantes deste Suplemento devem ser utilizadas em conjunto com o manual completo. Este Suplemento foi aprovado pela Divisão de Homologação Aeronáutica (FDH), como parte integrante e permanente deste manual, nele devendo permanecer inserido, sempre que o Sistema Transponder King KT76A estiver instalado.
O sistema é alimentado pela barra de 12VDC através da chave geral "RÁDIOS".

O transponder é interrogado por pulsos de radar enviados pela estação de terra, aos quais responde automaticamente com outra série de pulsos. Estes pulsos são codificados para fornecer a identificação do avião e a informação codificada de altitude pressão, quando o avião está equipado com um altímetro codificador, ao respectivo órgão ATC.

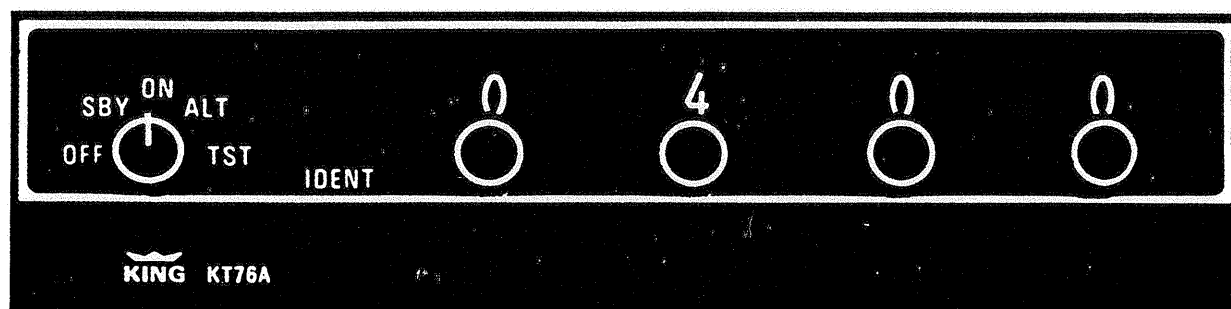



Figura 1. Painel de Controle do KT76A

O painel de controle possui os seguintes comandos e indicadores:

— Botão Seletor de Função:

  — OFF - Desliga o equipamento.

  — SBY - Posição de espera. O equipamento permanece ligado mas não transmite. Esta posição é normalmente utilizada para o aquecimento do sistema que leva, aproximadamente, 45 segundos.

  — ON - Para operação normal (modo A)

  — ALT - Operação no modo C. Fornece a informação codificada de altitude quando o avião está equipado com altímetro codificador.

— TST - Teste do sistema. A lâmpada "replay" ao lado do botão acende, indicando que o equipamento está funcionando.

— Lâmpada "Replay" - Acende todas as vezes que o transponder envia uma resposta.

— Botão IDENT - Quando pressionado, adiciona mais um pulso aos pulsos normais de resposta para a identificação do avião.

— Botões Seletores de Código - Permitem selecionar até 4096 códigos "A e C".

ALTÍMETRO CODIFICADOR "UNITED" (ou KING KEA 130)

— Um altímetro do tipo codificador está instalado no painel de instrumentos; o mostrador possui duas janelas "Kolsman" exibindo a da esquerda, escala calibrada em hectopascais (milibares) e da direita "pol. Hg." interequivalentes.
Os sinais oriundos da unidade são enviados ao transponder para, em operação no Modo "C", fornecerem informações de altitude aos orgãos ATC envolvidos.
O ponteiro maior indica centenas de pés, o menor, milhares e o encimado por um triângulo branco, as dezenas de milhar.
Uma janela de formato trapezoidal na parte inferior do mostrador, exibe tarjas brancas que gradativamente vão desaparecendo até que a aeronave atinja 10.000 pés.
Está provido de um botão giratório à esquerda do instrumento para os devidos ajustes de pressão concomitantes com o movimento dos ponteiros.

Figura 2. Altímetro Codificador KEA 129/130

SEÇÃO 2 – LIMITAÇÕES

Não aplicável

SEÇÃO 3 – PROCEDIMENTOS DE EMERGÊNCIA

Não aplicável

SEÇÃO 4 – PROCEDIMENTOS NORMAIS

Não aplicável

SEÇÃO 5 – DESEMPENHO

Não aplicável

SEÇÃO 9

SUPLEMENTO 19

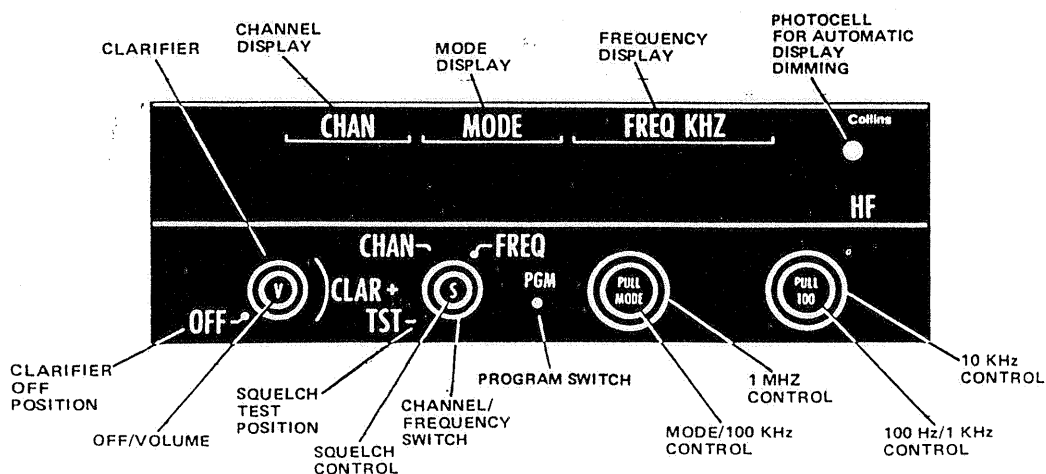
SISTEMA DE COMUNICAÇÃO COLLINS HF 230

1. GENERALIDADES

Este suplemento fornece as informações necessárias à operação da aeronave EMB-810D quando instalado o Sistema de Comunicação Collins HF 230.
Este suplemento, cujas informações devem ser utilizadas com o manual completo, foi aprovado pela Divisão de Homologação Aeronáutica (FDH), como parte integrante e permanente deste manual, nele devendo permanecer inserido, sempre que o Sistema de Comunicação Collins HF 230 estiver instalado.

Localizada no painel de instrumentos, a unidade é alimentada por 12 VDC através da chave geral "Rádios" e protegida por disjuntor de 40 AMP., localizado no painel principal lado direito inferior. Dotado de memória não volátil e cobrindo a gama do espectro de RF (Radiofreqüência) de 2.0 a 29.9999 MHz a incrementos de 100 Hz (280.000 canais), através de sintetizador de freqüência digital com estabilidade controlada a cristal ao longo da gama sintonizada, é um sistema de transmissão e recepção para comunicação a longas distâncias; pode transmitir e receber usando a "USB" (banda lateral superior) "LSB" (banda lateral inferior) sendo também compatível em "AM" (A3H) ou "TEL SUP CAR" (portadora suprimida) - A3J, possuindo 40 canais facilmente programáveis no solo ou em vôo.

Sintonizada automaticamente e montada no compartimento elétrico, sua unidade de potência proporciona 100 Watts (pep) com média de 25 Watts de saída de RF, tendo saída de áudio compatível para versões que incluam receptores de chamada seletiva "SELCAL".
Sua antena é montada na superfície dorsal da fuselagem, estendendo-se até a deriva vertical.

A face frontal da unidade ("CTL 230") que controla todas as funções, exibindo visor digital luminoso cujos segmentos de descarga a gás que compõe os caracteres luminosos controlados por circuito automático de amortecimento de brilho, para compensação das mudanças de nível de iluminação ambiental e, ainda apresentando os dígitos encimados pelas siglas "CHAN" "MODE" e "FREQ KHz", dispõe dos seguintes controles e indicadores:

REV. 5 - 13 JANEIRO 1986

– BOTÃO CONCÊNTRICO MENOR "V" OFF/VOL – Liga a unidade controlando também o nível de saída de áudio, sendo iluminado o mostrador indicando o modo, freqüência e canal anteriormente utilizados e armazenados na memória.

– BOTÃO CONCÊNTRICO MAIOR "CLARIFIER" – Utilizado unicamente para recepção SSB (SINGLE SIDE BAND-USB/LSB/TEL). Ligado e girado para a posição neutro (Marca Central), permite variação em amplitude de 100 Hz da freqüência recebida, se caracterizada falta de naturalidade da entonação vocal, por dessintonia da estação transmissora recebida nos modos "USB/LSB e TEL".

– BOTÃO CONCÊNTRICO MENOR S "ST/TST" (Squelch/Test) – A rotação do botão varia o limiar do silenciador ajustando o ganho de recepção e dando resultado o silenciamento suave do ruído de fundo à medida que o botão é girado; a posição teste desse botão inibe a função do silenciador automático de ruído.

NOTA

A operação correta do "squelch" normalmente se processa girando o botão no sentido horário até que (dependente do volume) seja ouvido o ruído de fundo, depois no sentido anti-horário até que apenas desapareça.
Todavia, estações de sinal fraco poderão ser bloqueadas girando-se excessivamente no sentido horário. Por outro lado, certas ocasiões, devido às condições relativas à propagação e ionosfera que causam desvanecimento "fading", torna-se necessário operar deixando o "squelch" na posição "TST".

Chave Seletora CANAL/FREQ - "CHANEL/FREQUENCY" – Controla o método de seleção de freqüência.
Existem dois métodos para seleção de freqüências:

1. Na posição "FREQ" o sistema é colocado no modo discreto; neste modo, qualquer das 280.000 freqüências entre 2.0 e 29.9999 MHz poderá ser selecionada a incrementos de 100 Hz através dos botões seletores de freqüência e os MODOS "USB/LSB" ou "AM" podem ser utilizados. O modo discreto admite somente operação simplex, isto é, onde transmissão e recepção são feitas na mesma freqüência; o mostrador luminoso mostrará 4 traços à esquerda, porém o último canal selecionado aparecerá no mostrador quando a chave retornar à posição "CHAN", bem como a última freqüência reaparecerá quando retornar à "FREQ".

2. Na posição "CHAN", os botões seletores de freqüência permitem o aparecimento dos canais das freqüências "ITU" pré-programadas respectivas (176) e/ou dos canais das 40 freqüências programáveis respectivas.
   O número do canal selecionado que aparecerá no mostrador, trará consigo à mostra, a freqüência e modo respectivos sob as siglas correspondentes; traços sob a sigla "FREQ" ao ser selecionado um canal, indicam canal não programado ou freqüência não válida.

Os 176 canais telefônicos semiduplex (transmissão e recepção em freqüências diferentes usando portadora suprimida) não serão objeto de explanação face a opcionalidade de utilização muito remota desse tipo de comunicação (A3J).
Os 40 canais programáveis designados por 1 ou 2 dígitos numerados consecutivamente, aparecem no mostrador, à exceção das duas casas superiores que estarão em branco sob a sigla "CHAN", podendo operar em quaisquer dos modos disponíveis ("USB/LSB/AM/TEL") nas modalidades simplex, semiduplex ou somente receptor de canais.
Todas as freqüências e modos programados nesta característica (40 canais), são armazenados em memória não volátil instantaneamente disponíveis à utilização, através do número do canal selecionado. Essa programação pode ser executada no solo ou em vôo, facilitando a seleção de freqüências.

SELEÇÃO DE CANAIS:

Estando a Chave Seletora "CANAL/FREQ" na posição "FREQ", os quatro botões concêntricos seletores de freqüência comandam alterações dentro da gama de 2.0 a 29.9999 MHz em incrementos de 100 Hz. Na posição "CHAN", os dois botões concêntricos maiores selecionam quaisquer dos 40 canais utilizáveis (ou quaisquer canais "ITU", se aplicável).

— BOTÃO PMG — Na programação dos 40 canais utiliza-se deste botão, estando a chave seletora "CHAN/FREQ" na posição "CHAN".

— BOTÃO CONCÊNTRICO "PULL MODE" — De dupla posição, este botão pré-dispõe as funções:

1. Posição para dentro, seleciona os dígitos de 100 KHz no mostrador, estando a chave seletora "CHAN/FREQ" na posição "FREQ". Se a seletora estiver em "CHAN", ele não terá função.

2. Posição puxado é utilizado para selecionar o Modo de Operação do Sistema em transmissão e recepção (USB/LSB/AM/TEL, etc.).

— BOTÃO CONCÊNTRICO PULL/100 — De dupla posição, este botão pré-dispõe as funções:

1. Posição para dentro, mudanças digitais de 1 KHz na freqüência exibida no mostrador.

2. Puxado, mudanças digitais de 100 Hz na freqüência exibida no mostrador.

— BOTÃO CONCÊNTRICO MAIOR (1 MHz) — Montado concentricamente com o "PULL MODE", altera os digitais de 1 MHz no Modo "FREQ", centenas e milhares no Modo "CHAN".

— BOTÃO CONCÊNTRICO MAIOR (10 KHz) — Montado concentricamente com o botão 100 Hz/1 KHz, altera os dígitos de 10 KHz no Modo "FREQ" e unidades e dezenas nos dígitos quando no Modo "CHAN". As letras T ou R aparecerão no mostrador quando a unidade estiver em transmissão ou recepção, respectivamente.

SEÇÃO 2 — LIMITAÇÕES

Letreiros:

Ao lado do Indicador de RMI:

ATENÇÃO: as indicações do ADF não são confiáveis quando transmitindo em HF.

– Aguarde 15 minutos após ligar o HF 230, para pré-aquecimento e estabilidade de freqüência, antes de transmitir.

– Selecionando canal ou freqüência, aguarde o cessar do tom de 1000 Hz no alto-falante ou fone após rápida pressão na tecla do microfone ou PTT, tempo este de 5 a 15 segundos para que o acoplador de antena complete seu ciclo normal, permitindo máximos sinais de Recepção e Transmissão.

SEÇÃO 3 – PROCEDIMENTOS DE EMERGÊNCIA

Não aplicável

SEÇÃO 4 – PROCEDIMENTOS NORMAIS DE OPERAÇÃO

a. Chave Geral "Rádios" .... LIGUE
b. Disjuntor do HF .... PRESSIONADO
c. Sistema de Controle de Áudio (KMA 24) .... LIGADO
d. Botões Fone/Alto-falante .... SELECIONE
e. Chave Seletora de Microfone .... HF
f. Botão "V" de Controle do HF 230 .... LIGUE
g. 15 minutos de Pré-aquecimento .... AGUARDE
h. Modo "CHAN FREQ" .... SELECIONE
i. Botões Seletores de Canal ou Freqüência .... SELECIONE
j. Tecla do Microfone (momentaneamente) .... PRESSIONE
l. Botão "S" "Squelch" (todo no sentido anti-horário) .... AJUSTE
m. Botão "Clarifier" (todo no sentido anti-horário) .... AJUSTE
n. Botão de Controle de Volume .... AJUSTE

PROGRAMAÇÃO DOS 40 CANAIS

NOTA

Esta programação de informações é armazenada na memória não volátil do sistema e chamada à atividade quando selecionado o número do canal correspondente.
Três modalidades de emissão/recepção podem ser programadas:

1. Semiduplex — Duas diferentes freqüências são programadas; uma para recepção e outra para transmissão, conjuntamente com um dos Modos disponíveis (USB/LSB/AM/TEL, etc.). Esta modalidade é usada em instalações radiotelefônicas marítimas ou estações públicas de correspondência.
2. Simplex — A mesma freqüência é programada para recepção e transmissão, conjuntamente com um dos Modos disponíveis (USB/LSB/AM/TEL, etc.). Esta modalidade é usada pelo controle de tráfego aéreo, ARINC e outros.
3. Somente recepção — Poderá ser programada freqüência só para recepção sob característica de um dos Modos disponíveis (USB/LSB/AM/TEL, etc.), sem contudo programar freqüência pela transmissão. O transmissor e amplificador de potência tornam-se inativos e não podem ser usados quando selecionado esse tipo de operação que é usado por exemplo: para ouvir freqüências "WWV", HORA, OMEGA, Irradiações Geofísicas de Alerta, etc.

— A programação semiduplex não será objeto deste texto em virtude de sua mui eventual opcionalidade de aplicação.

PROCEDIMENTO EM MODALIDADE SIMPLEX

Siga os procedimentos de "a" a "g" e a seguir:

o. Chave "CHAN/FREQ", na posição "CHAN" .... AJUSTE

p. Botão esquerdo seletor até o aparecimento do número do canal desejado sob a inscrição "CHAN" .... GIRE

q. Botão "PMG" (início de programação) .... PRESSIONE 1 VEZ

r. Mostrador piscando vagarosamente .... OBSERVE

s. Freqüência Simplex desejada utilizando os 4 botões em recepção .... SELECIONE

t. Freqüência selecionada sob a sigla do mostrador "FREQ KHz" .... LEIA

u. Modo de operação (USB/LSB/TEL, etc.) através do ato de puxar o botão "PULL MODE" e girá-lo até que apareça o Modo desejado sob a sigla "MODE" .... SELECIONE

v. Botão "PMG" para armazenar os dados do mostrador na memória .... PRESSIONE 1 VEZ

w. Mostrador em branco por curto período de tempo confirma a memorização . OBSERVE

x. Dados registrados retornam ao mostrador piscando rapidamente .... OBSERVE

NOTA

A partir deste momento, haverá somente 20 segundos de lapso de tempo para completar a programação de operação do modo simplex. Não havendo alterações durante esse tempo, a freqüência do mostrador para efeito de transmissão "não será válida", dando como resultado uma seleção de freqüência somente para recepção.

y. Botão "PMG" a fim de armazenar para transmissão os dados presentes no mostrador .... PRESSIONE 1 VEZ

z. Como anteriormente, o mostrador ficará em branco por curto período, confirmando o armazenamento na memória, retornando a seguir ao normal, mostrando novo número do canal, Modo e Freqüência Simplex .... OBSERVE

NOTA

Se o novo canal tiver que ser memorizado, repita os passos de "p" a "z" assegurando-se de haver feito uma lista para guardar como referencial das programações de freqüência e modo memorizados.

a.1. Acoplamento de antena para a freqüência sintonizada através de pressão momentânea na tecla do microfone ou PTT .... EFETUE

b.1. Após o acoplamento da antena, controle de volume e "Squelch" .... AJUSTE

— O sistema está pronto para entrar em operação.

NOTA

Se as letras T ou R no mostrador piscarem durante a transmissão ou recepção, isto indica mau funcionamento do sistema e deverá ser providenciada a manutenção adequada.

PROCEDIMENTO EM MODALIDADE SOMENTE RECEPÇÃO

– Siga os procedimentos de "a" a "x" e termine a programação através de um dos seguintes procedimentos:

1. Aguardando o lapso de tempo de 20 segundos (método preferível).
2. Pelo pressionamento momentâneo da tecla do microfone ou PTT.
3. Pelo posicionamento da chave "CHAN/FREQ" para "FREQ" e a seguir para "CHAN".

– Quando a seqüência de programação se concluir, o mostrador retornará ao normal exibindo os novos dados de: número do canal, modo e freqüência de recepção somente sob as respectivas siglas.

NOTA

Se novas modalidades só de recepção devam ser programadas, repita as operações descritas.

– Quanto à utilização, ajuste o volume e "squelch" conforme desejar e o sistema estará pronto para operação em recepção tão somente.

NOTA

Se o acoplador de antena não completar seu ciclo em 30 segundos, um tom de 1000 Hz, intermitentemente, será ouvido indicando falha do sistema; nesta circunstância, inicie novo ciclo de acoplamento.
Gire lentamente no sentido horário o botão "S" até que o ruído de fundo apenas desapareça; giros rápidos deste botão implicam em perda de sinais fracos em razão da constante de tempo do circuito relativamente longa.
A cada nova freqüência ou canal sintonizado, pressione momentaneamente a tecla PTT do microfone para o reacoplamento da antena, antes de efetuar a transmissão ou recepção.

SEÇÃO 5 – DESEMPENHO

Não aplicável

SEÇÃO 9

SUPLEMENTO 20

RADAR METEOROLÓGICO BENDIX RDS-82

SEÇÃO 1 – GENERALIDADES

Este Suplemento fornece as informações necessárias à operação do Radar Meteorológico RDS-82, de acordo com os regulamentos do CTA.
As informações constantes deste Suplemento devem ser utilizadas em conjunto com o manual completo da aeronave.
Este Suplemento foi aprovado pela Divisão de Homologação Aeronáutica (FDH), como parte integrante e permanente do Manual de Operação da aeronave, nele devendo permanecer inserido sempre que o Radar Meteorológico RDS-82 estiver instalado.

A. DESCRIÇÃO GERAL

O Sistema de Radar Meteorológico RDS-82 é composto de um conjunto Antena-Receptor-Transmissor instalado no cone do nariz e um indicador instalado na cabine, no lado do co-piloto.
O indicador do Radar Meteorológico é composto de uma tela central que é um tubo de raios catódicos quadricolor, que provê indicações de formações meteorológicas, mapeamento e, opcionalmente, pode ser utilizado para navegação desde que conectado a uma Unidade Computadora Remota.

B. ANTENA DO RADAR METEOROLÓGICO

Está instalada no cone do nariz da aeronave, sendo provida de movimentos laterais e verticais.
Os movimentos laterais são automáticos, sendo executados numa faixa de varredura de 45° para a direita e 45° para a esquerda do eixo longitudinal da aeronave.
Os movimentos verticais são manualmente selecionados para ± 15° e/ou automaticamente controlados pelo sistema de estabilização de antena. Quando a antena é controlada pela estabilização automática, manter-se-á na linha de referência de varredura vertical do ângulo selecionado.

C. CONTROLES DE OPERAÇÃO E INDICAÇÕES VISUAIS DO SISTEMA DE RADAR METEOROLÓGICO

Todos os controles usados para operar o Sistema de Radar Meteorológico RDS-82 estão instalados no indicador do radar.
Esses controles e funções são identificados na figura 1 e descritos na tabela 1.

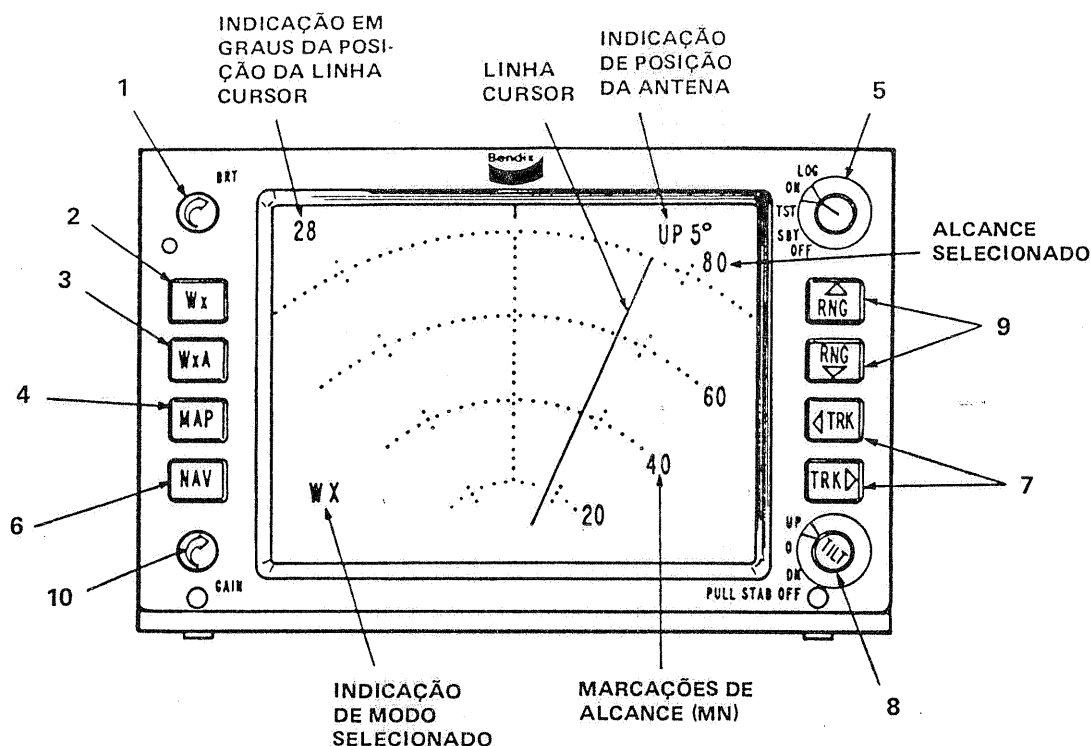



Figura 1. Indicador do Radar

TABELA 1. CONTROLES E INDICAÇÕES VISUAIS

CONTROLE/INDICAÇÃO VISUAL	FUNÇÃO
1. Botão "BRT"	— Ajusta o brilho da tela de acordo com a variação da luminosidade da cabine de comando.
2. Botão "WX"	— Quando pressionado, seleciona o modo "WX". A indicação "WX" aparece no canto inferior esquerdo da tela.
3. Botão "WXA"	— Quando pressionado, seleciona o modo de alerta "WXA". As áreas em cor Magenta piscam e a indicação "WXA" aparece na tela.

CONTROLE/INDICAÇÃO VISUAL	FUNÇÃO
4. Botão "MAP"	— Quando pressionado, seleciona o modo Mapeamento de solo. A indicação de modo "MAP" é introduzida na tela. Neste modo, a cor Magenta não é utilizada.
5. Seletor de Função — seleciona as funções do Radar Meteorológico como segue:	— a) Posição "OFF" — Desliga a alimentação elétrica primária do sistema.
	— b) Posição "SBY" (Standby) — Mantém o sistema em condição de espera durante o período de aquecimento e a palavra "STBY" é mostrada no canto inferior esquerdo da tela.
	— c) Posição "TST" (Teste) — Seleciona a função teste para determinar a operabilidade do sistema. Um padrão de teste é mostrado na tela. Durante o período de teste não existe transmissão de radar, aparecendo a palavra "TEST" no canto inferior esquerdo da tela.
	— d) Posição "ON" (Ligado) — Quando ligado, seleciona condição de operação normal, ou seja, na posição "ON" haverá transmissão de Radar. O modo "WX" e o alcance de 80 MN são, automaticamente, selecionados quando o sistema passa de "SBY" para "ON".
	— e) Posição "LOG" — Seleciona informações do programa de vôo, quando o equipamento opcional de Navegação for conectado através da Unidade Remota de Computação IU—2023. Se o equipamento opcional não tiver sido instalado, aparecerá a inscrição "NO LOG" na tela.
6. Botão "NAV"	— Seleciona o modo "NAV", que somente é operacional quando uma Unidade Remota de Computação é conectada com o equipamento operacional de "NAV". Quando atuado, as informações de "NAV" são superimpostas sobre os modos de operação de Radar, selecionados ("WX", "WXA" ou "MAP"). Se os modos Radar forem desligados, somente a apresentação de modo "NAV" será mantida na tela. Em caso de não haver sido instalada a Unidade Remota de Computação aparecerá na tela a inscrição "NO NAV", sempre que este modo for selecionado.
7. Teclas "TRACK"	— Quando pressionadas, uma linha amarela de cursor aparecerá na tela. A linha será movimentada para a esquerda ou para a direita enquanto a tecla "TRK" es-

CONTROLE/INDICAÇÃO VISUAL	FUNÇÃO
	querda ou direita for mantida pressionada e parará quando a referida tecla for liberada. A linha do cursor permanece visível na tela durante 10 a 15 segundos após a liberação da tecla. A proa diferencial será indicada por numerais amarelos no canto superior esquerdo da tela e desaparecerá simultaneamente com a linha do cursor.
8. Interruptor de Controle de Inclinação "TILT"	— Quando o botão é puxado, desativa a estabilização da antena. As palavras "STAB OFF" aparecem piscando no canto superior esquerdo da tela. Quando pressionado, retorna à condição normal, em que a estabilização da antena é mantida. O giro do interruptor para a esquerda e direita seleciona manualmente o ângulo de inclinação da antena, permitindo ajustes de $\pm$ 15^{o} de inclinação acima e abaixo do eixo longitudinal do avião. O eixo longitudinal do avião é indicado como ZERO graus (0^{o}) no controle. O ângulo de inclinação selecionado é indicado por dígitos no canto superior direito da tela e no canto superior esquerdo aparecerão as palavras "NO STAB" quando o sistema não possuir controle de estabilização da antena.
9 (a e b). Teclas de Alcance	— Quando pressionadas, selecionam o aumento ou a diminuição de alcance de operação do radar (de 20 para 40 — 40 para 80) até um máximo de 240 milhas ou o mínimo de 20 milhas náuticas. O alcance selecionado é indicado no canto superior direito na última marca de alcance, e a distância para cada um dos outros círculos de marcas de alcance é mostrada ao longo da borda direita dos círculos (arcos).
10. Controlador de Ganho "GAIN"	— Varia o recebimento do ganho do radar quando no modo "MAP". O ganho e "STC" são pré-selecionados na função Teste e nos modos "WX" e "WXA". OBS.: "STC" significa Sensitivity Time Control e serve para diminuir o ganho do receptor quando o sinal recebido estiver forte.

SEÇÃO 2 – LIMITAÇÕES

A inclusão deste Suplemento não acarreta modificações nas limitações básicas constantes da Seção 2 deste Manual de Operações.

SEÇÃO 3 – PROCEDIMENTOS DE EMERGÊNCIA

A inclusão deste Suplemento não acarreta modificações nos Procedimentos de Emergência, constantes da Seção 3 deste Manual de Operações.

SEÇÃO 4 – PROCEDIMENTOS NORMAIS

ATENÇÃO

Não opere o radar durante as operações de reabastecimento de combustível ou próximo a veículos ou recipientes contendo substâncias inflamáveis ou explosivas. Não permita a aproximação de pessoas dentro de um raio de aproximadamente 5m (15 pés) da antena quando o sistema estiver sendo operado.

ADVERTÊNCIA

Os testes envolvendo a radiação de rádio-freqüência pela antena do radar não devem ser feitos quando a antena está direcionada e próxima a grandes massas metálicas tais como hangares, portões ou no interior do hangar. Use a modalidade teste (TEST) ou gire o seletor de função para desligado (OFF) como aplicável.

A. CUIDADOS DURANTE A OPERAÇÃO

1. As lâmpadas do tipo "FLASH BULBS" podem explodir devido a energia do radar.
2. Visto que o contorno de uma tempestade nunca permanece estacionário e a imagem varia constantemente, é aconselhável uma observação contínua em áreas de tormenta.

B. DESCRIÇÃO GERAL

Existem várias funções do sistema que podem ser feitas ou selecionadas pelo operador pelo uso dos controles no indicador. Os procedimentos básicos de operação estão descritos nos parágrafos a seguir.

Algumas das funções de controle são unicamente dos indicadores do radar colorido. A operação de controle de "GAIN" (ganho) e "TILT" (inclinação) é similar aos controles de outros sistemas de

radar de bordo. Nos modos "Wx", "WxA" e na "Função Teste", o ganho é pré-selecionado para obter uma função calibrada (cor magenta) a um nível pré-determinado de intensidade de tempestade. No modo "MAP", a seleção de controle de ganho é uma função do operador, sendo importante na obtenção de uma figura definida durante a condição de varredura topográfica.

A operação do controle de inclinação é importante, pois o uso impróprio pode permitir que uma tempestade potencialmente perigosa não venha a ser reconhecida.

Estão instalados no painel do indicador dois tipos distintos de botões de controle. Alguns são do tipo "tecla de atuação momentânea", que retornam à posição de descanso quando liberados, e um é do tipo "aperte para ligar/desligar", onde a primeira atuação ativa o sistema e a segunda, desativa.

Na tabela a seguir estão identificados os botões e o tipo dos mesmos.

FUNÇÃO DO BOTÃO DE CONTROLE	TIPO
"Wx" (Meteorológico)	Momentâneo
"WxA" (Alerta Meteorológico)	Momentâneo
"MAP" (Mapeamento)	Momentâneo
"NAV"	Aperte para Ligar/Desligar
"TRACK" (Rastreamento)	Momentâneo
"RANGE" (Alcance)	Momentâneo

C. PROCEDIMENTOS PARA LIGAR

1. Gire o seletor de função da posição "OFF" para a posição "TST". Após sete a oito segundos, uma imagem padronizada de teste aparecerá na tela.
2. Verifique a tela do indicador. O teste padrão mostrado é para o modo "TESTE", alcance de 80 MN, e contém todas as indicações alfanuméricas para modo, alcance e marcações intermediárias de alcance. A palavra "TEST" aparece no canto inferior esquerdo.
3. Ajuste o brilho da tela como desejado e observe a imagem padrão de teste conforme mostrado na figura 2.

OBS.: Os alfanuméricos e as marcas de alcance são azuis.

Figura 2. Padrão Típico de Teste

4. Quando houver condições de segurança, selecione o seletor de função para a posição "ON" para ativar o sistema de radar meteorológico. Automaticamente, aparecerá na tela o modo "WX" de operação do Radar Meteorológico.

D. SELEÇÃO DOS MODOS PRIMÁRIOS ("Wx", "WxA", "MAP")

1. Observe a indicação do modo selecionado na tela (veja a figura 3).

NOTA

Quando o indicador é ligado, inicialmente o modo "Wx" é, automaticamente, selecionado.

2. Selecione o modo desejado através do botão relativo ao modo desejado pressionando o mesmo.

Figura 3. Apresentação Típica de Formação Meteorológica

E. MODO OPCIONAL DE NAVEGAÇÃO ("NAV") E PROGRAMA DE VÔO ("FLT-LOG")

1. Se um sistema opcional de Navegação ("NAV") estiver conectado através do sistema aplicável IU—2023, selecione a posição "LOG" no seletor de função para que seja mostrado na tela, o programa de vôo do sistema "NAV". Este modo sobrepuja qualquer outra função que esteja sendo operada no momento.
   Para cancelar a operação, retorne o seletor para a posição "ON" e o sistema retornará à função "RADAR".

2. Pressione o botão "NAV" para que os pontos programados sejam mostrados com a informação de curso de acordo com a programação no sistema "NAV". Se outros modos forem selecionados, as informações de "NAV" serão sobrepostas a eles. A palavra "NAV" aparece no canto inferior esquerdo. Para obter-se somente indicação de navegação, pressione a tecla de modo que está sendo mostrado com o modo "NAV" e quando necessário ambas informações, pressione novamente a tecla do modo desejado e a informação "NAV" + "Wx", "WxA" ou "MAP" será restaurada.

3. Se não houver um sistema opcional de navegação conectado ao indicador, a posição "LOG" no seletor não afeta o sistema, porém aparecerão as palavras "NO LOG" no canto inferior esquerdo da tela.

NOTA

Não haverá transmissão de radar no modo "NAV LOG" quando não houver sido conectada uma Unidade Remota de Computação.

F. SELEÇÃO DE ALCANCE

1. Pressione momentaneamente a tecla RNG para aumentar o alcance mostrado em incrementos (Ex. de 20 a 40, de 40 a 80).

NOTA

A imagem apaga-se completamente e aparece o novo alcance selecionado.

2. Observe se o novo alcance selecionado é mostrado no canto superior direito da tela e ao longo da última marca de alcance.
3. Observe se cada uma das três marcas de alcance intermediárias aparecem ao lado direito do final de cada círculo concêntrico de alcance.
4. Para diminuir o alcance mostrado, pressione a tecla RNG para diminuir.
5. Repita os passos 1 ou 4 conforme necessário, para obter o alcance desejado.

G. OPERAÇÃO DA LINHA CURSOR

1. Pressione e segure uma das teclas TRK (para a esquerda ou para a direita).
2. Observe a tela. Uma linha de cursor amarela aparece e mover-se-á vagarosamente cruzando a tela, indo para a esquerda ou para a direita, dependendo de qual das teclas TRK foi mantida pressionada.
3. Quando a linha do cursor atinge a posição desejada, libere a tecla. A linha do cursor para o movimento e sua posição em graus relativos à proa da aeronave, é mostrada na tela por dígitos amarelos. A linha de cursor, bem como a indicação digital permanecem visíveis por um período de 10 a 20 segundos, após os quais desaparecem desde que a(s) tecla(s) TRK não sejam novamente atuadas.

NOTA

- A linha de cursor aparecerá no azimute zero graus quando da próxima atuação da tecla TRK.
- Quando a unidade opcional IU—2023 NAV está conectada ao indicador, o ângulo mostrado relativo à linha de cursor será a proa verdadeira ou magnética da Linha do Cursor (em graus), dependendo do tipo de sistema de NAV. As palavras "TRK HDG" também aparecerão no canto superior esquerdo da tela. Se não houver sistema NAV e a tecla for pressionada, o ângulo da Linha do Cursor mostrado na tela será a proa diferencial.

H. SELEÇÃO DO MODO "TESTE"

1. Inicialmente, gire o seletor da posição "OFF" para a posição "TST".

2. Verifique a tela do indicador. A seqüência de Teste aparecerá entre 7 a 8 segundos após a seleção da posição "TST".
   O ponto exato do término do padrão de teste ou a duração do alcance de cada cor é mostrado na figura 2.
   Observe a presença de quatro cores distintas e na ordem apropriada. Esta seqüência é importante.

3. Se o seletor já está na posição "ON", mova-o para a posição "TST" e observe que o padrão de teste será refletido no alcance selecionado antes da seleção de função teste. Ex.: Se o alcance estava selecionado em 160 milhas, o teste padrão extender-se-á ao redor de 50 milhas somente. Selecione o alcance de 80 milhas para a melhor observação do teste padrão.

I. AJUSTE DO CONTROLE DE INCLINAÇÃO DA ANTENA (TILT)

1. Selecione a faixa de alcance desejada.

2. Com a aeronave em vôo reto e nivelado, gire o controle de inclinação (TILT) no sentido horário (para cima) até que todos os alvos desapareçam da tela.

3. Gire o controle lentamente no sentido anti-horário (para baixo) até que o alvo (solo) reapareça na tela.

4. Gire o controle de inclinação outra vez para cima até que o ponto em que o alvo (solo) desaparece. Neste ponto, o feixe do radar estará varrendo o horizonte e ajustado para operação normal.

5. Se a atitude da aeronave mudar, reajuste a inclinação da antena de acordo com os passos 2 a 4.

NOTA

Uma vez que as informações de solo e meteorológicas retornam com a mesma intensidade, a separação entre as informações de solo e meteorológicas não é sempre eficaz.
Contudo, o uso do controle da inclinação ajudará o piloto na interpretação das informações apresentadas.

A tabela 2 apresenta um guia para o controle de inclinação da antena.
Observe que quando a antena está ajustada em 6^o para cima, o alcance da linha de visada é de 87 milhas náuticas. Se o controle de inclinação estiver ajustado acima de 6^o, o feixe estará varrendo acima do horizonte. As informações mostradas neste ajuste serão provavelmente meteorológicas, exceto em regiões montanhosas.

ALTURA	ÂNGULO DE INCLINAÇÃO DA ANTENA (Para Cima)	ALCANCE DA LINHA DE VISADA (milhas náuticas)
1500 m (5000 ft)	6º	87
3000 m (10000 ft)	5º	123
4500 m (15000 ft)	4º	150
7500 m (25000 ft)	3º	194
10500 m (35000 ft)	2º	230

TABELA 2. CONTROLE DE INCLINAÇÃO DA ANTENA

J. PROCEDIMENTO PARA DESLIGAMENTO (No solo)

Quando o seletor passar para a posição "SBY" e "OFF", o sensor de Radar moverá a antena para baixo, para o aumento de proteção do receptor do Radar. Sempre selecione a posição "SBY" ou "OFF" no seletor de função, antes de desligar o interruptor geral dos rádios da aeronave. O sistema radar será desenergizado aproximadamente 5 segundos após ter sido selecionada a posição desligado ("OFF"), para permitir que antena se mova para a posição abaixada.

SEÇÃO 5 — DESEMPENHO

Não aplicável.

SEÇÃO 9

SUPLEMENTO 21

RADAR METEOROLÓGICO BENDIX RDS-81

SEÇÃO 1 – GENERALIDADES

Este suplemento fornece as informações necessárias à operação do Radar Meteorológico RDS-81, de acordo com os regulamentos do CTA.
As informações constantes deste Suplemento devem ser utilizadas em conjunto com o manual completo da aeronave.
Este Suplemento foi aprovado pela Divisão de Homologação Aeronáutica (FDH), como parte integrante e permanente do Manual de Operação da aeronave, nele devendo permanecer inserido sempre que o Radar Meteorológico RDS-81 estiver instalado.

A. DESCRIÇÃO GERAL

O Sistema de Radar Meteorológico RDS-81 é composto de um conjunto Antena-Receptor-Transmissor instalado no cone do nariz e um indicador instalado na cabine, no lado do co-piloto.
O indicador do Radar Meteorológico é composto de uma tela central que é um tubo de raios catódicos quadricolor, que provê indicações de formações meteorológicas, mapeamento e, opcionalmente, pode ser utilizado para navegação desde que conectado a uma Unidade Gráfica de Radar.

B. ANTENA DO RADAR METEOROLÓGICO

Está instalada no cone do nariz da aeronave, sendo provida de movimentos laterais e verticais.
Os movimentos laterais são automáticos, sendo executados numa faixa de varredura de 45° para a direita e 45° para a esquerda do eixo longitudinal da aeronave.
Os movimentos verticais são manualmente selecionados para ± 15° e/ou automaticamente controlados pelo sistema de estabilização de antena. Quando a antena é controlada pela estabilização automática, manter-se-á na linha de referência de varredura vertical do ângulo selecionado.

C. CONTROLES DE OPERAÇÃO E INDICAÇÕES VISUAIS DO SISTEMA DE RADAR METEOROLÓGICO

Todos os controles usados para operar o Sistema de Radar Meteorológico RDS-81 estão instalados no indicador do radar.
Esses controles e funções são identificados na figura 1 e descritos na tabela 1.

TABELA 1. CONTROLES E INDICAÇÕES VISUAIS

CONTROLE/INDICAÇÃO VISUAL	FUNÇÃO
1. Botão "BRT"	— Ajusta o brilho da tela de acordo com a variação da luminosidade da cabine de comando.
2. Botão "WX"	— Quando pressionado, seleciona o modo "WX". A indicação "WX" aparece no canto inferior esquerdo da tela.
3. Botão "WXA"	— Quando pressionado, seleciona o modo de alerta "WXA". As áreas em cor Magenta piscam e a indicação "WXA" aparece na tela.

CONTROLE/INDICAÇÃO VISUAL	FUNÇÃO
4. Botão "GND MAP"	— Quando pressionado, seleciona o modo Mapeamento de solo. A indicação de modo "MAP" é introduzida na tela. Neste modo, a cor Magenta não é utilizada.
5. Seletor de Função — seleciona as funções do Radar Meteorológico como segue:	— a) Posição "OFF" — Desliga a alimentação elétrica primária do sistema. — b) Posição "SBY" (Standby) — Mantém o sistema em condição de espera durante o período de aquecimento e a palavra "STBY" é mostrada no canto inferior esquerdo da tela. — c) Posição "TST" (Teste) — Seleciona a função teste para determinar a operabilidade do sistema. Um padrão de teste é mostrado na tela. Durante o período de teste não existe transmissão de radar. — d) Posição "ON" (Ligado) — Quando ligado, seleciona a condição de operação normal, ou seja, na posição "ON" haverá transmissão de Radar. O modo "WX" e o alcance de 80 MN são, automaticamente selecionados quando o sistema passa de "SBY" para "ON".
	— Quando uma Unidade Gráfica de Radar é conectada com o equipamento operacional de "NAV", as informações de "NAV" são sobrepostas sobre os modos de operação de Radar, selecionados ("WX, WXA ou GND/MAP"). Se os modos Radar forem desligados, somente a apresentação de modo "NAV" será mantida na tela.
	— Quando forem pressionadas as teclas "TRACK", na Unidade Gráfica de Radar, uma linha branca de cursor aparecerá na tela e se movimentará para a esquerda ou direita, em incrementos de um grau. O cursor pára quando a referida tecla for liberada e permanece visível na tela durante 10 a 15 segundos, a menos que o botão seja pressionado novamente. A proa diferencial será indicada por numerais brancos no canto superior esquerdo da tela e desaparecerá simultaneamente com a linha do cursor.

CONTROLE/INDICAÇÃO VISUAL	FUNÇÃO
6. Botão de Estabilização "STAB"	– Controla o Sistema de Estabilização da antena e, normalmente, é mantido ligado. Quando desligado, as palavras "STAB-OFF" aparecem no canto superior esquerdo da tela e a varredura da antena é paralela às asas do avião e a inclinação da antena será de acordo com o eixo de arfagem do avião.
7. Controle de Inclinação "TILT"	– O giro do interruptor para a esquerda e direita seleciona manualmente o ângulo de inclinação da antena, permitindo ajustes de ± 15° de inclinação acima e abaixo do eixo longitudinal do avião. O eixo longitudinal do avião é indicado como ZERO graus (0°) no controle. O ângulo de inclinação selecionado é indicado por dígitos no canto superior direito da tela e no canto superior esquerdo aparecerão as palavras "NO STAB", quando o sistema não possuir controle de estabilização da antena.
8 (a e b). Teclas de Alcance	– Quando pressionadas, selecionam o aumento ou a diminuição de alcance de operação do radar (de 20 para 40 – 40 para 80) até um máximo de 240 milhas. O alcance selecionado é indicado no canto superior direito na última marca de alcance, e a distância para cada um dos outros círculos de marcas de alcance é mostrada ao longo da borda direita dos círculos (arcos).
9. Controlador de Ganho "GAIN"	– Varia o recebimento do ganho do radar quando no modo "GND-MAP". O ganho e "STC" são pré-selecionados no modo Teste e nos modos "Wx" e "WxA". OBS.: "STC" significa Sensitivity Time Control e serve para diminuir o ganho do receptor quando o sinal recebido estiver muito forte.

SEÇÃO 2 – LIMITAÇÕES

A Inclusão deste Suplemento não acarreta modificações nas limitações básicas constantes da Seção 2 deste Manual de Operações.

SEÇÃO 3 – PROCEDIMENTOS DE EMERGÊNCIA

A Inclusão deste Suplemento não acarreta modificações nos Procedimentos de Emergência, constantes da Seção 3 deste Manual de Operações.

SEÇÃO 4 – PROCEDIMENTOS NORMAIS

ATENÇÃO

Não opere o radar durante as operações de reabastecimento de combustível ou próximo a veículos ou recipientes contendo substâncias inflamáveis ou explosivas. Não permita a aproximação de pessoas dentro de um raio de aproximadamente 5m (15 pés) da antena quando o sistema estiver sendo operado.

ADVERTÊNCIA

Os testes envolvendo a radiação de radiofreqüência pela antena do radar não devem ser feitos quando a antena está direcionada e próxima a grandes massas metálicas tais como hangares, portões ou no interior do hangar. Use a modalidade teste (TEST) ou gire o seletor de função para desligado (OFF) como aplicável.

A. CUIDADOS DURANTE A OPERAÇÃO

1. As lâmpadas do tipo "FLASH BULBS" podem explodir devido a energia do radar.
2. Visto que o contorno de uma tempestade nunca permanece estacionário e a imagem varia constantemente, é aconselhável uma observação contínua em áreas de tormenta.

B. DESCRIÇÃO GERAL

Existem várias funções do sistema que podem ser feitas ou selecionadas pelo operador pelo uso dos controles no indicador. Os procedimentos básicos de operação estão descritos nos parágrafos a seguir.

Algumas das funções de controle são unicamente dos indicadores do radar colorido. A operação de controle de "GAIN" (ganho) e "TILT" (inclinação) é similar aos controles de outros sistemas de

radar de bordo. Nos modos "Wx", "WxA" e na "Função Teste", o ganho é pré-selecionado para obter uma função calibrada (cor magenta) à um nível pré-determinado de intensidade de tempestade. No modo "MAP", a seleção de controle de ganho é uma função do operador, sendo importante na obtenção de uma figura definida durante a condição de varredura topográfica.

A operação do controle de inclinação é importante, pois o uso impróprio pode permitir que uma tempestade potencialmente perigosa não venha a ser reconhecida.

Estão instalados no painel do indicador dois tipos distintos de botões de controle. Alguns são do tipo "tecla de atuação momentânea", que retornam à posição de descanso quando liberados, e um é do tipo "aperte para ligar/desligar", onde a primeira atuação ativa o sistema e a segunda, desativa.

Na tabela a seguir estão identificados os botões e o tipo dos mesmos.

FUNÇÃO DO BOTÃO DE CONTROLE	TIPO
"Wx" (Meteorológico)	Momentâneo
"WxA" (Alerta Meteorológico)	Momentâneo
"GND-MAP" (Mapeamento)	Momentâneo
"STAB" (Estabilização)	Aperte para Ligar/Desligar
"RNG" (Alcance)	Momentâneo

C. PROCEDIMENTOS PARA LIGAR

1. Gire o seletor de função da posição "OFF" para a posição "TST". Após sete a oito segundos, uma imagem padrão de teste aparecerá na tela.
2. Verifique a tela do indicador. O teste padrão mostrado é para o modo "TESTE", alcance de 80 MN, e contém todas as indicações alfanuméricas para modo, alcance e marcações intermediárias de alcance. A palavra "TEST" aparece no canto inferior esquerdo.
3. Ajuste o brilho da tela como desejado e observe a imagem padrão de teste conforme mostrado na figura 2.

OBS.: Os alfanuméricos e as marcas de alcance são azuis.

Figura 2. Padrão Típico de Teste

4. Quando houver condições de segurança, selecione o seletor de função para a posição "ON" para ativar o sistema de radar meteorológico. Automaticamente, aparecerá na tela o modo "Wx" de operação do Radar Meteorológico.

D. SELEÇÃO DOS MODOS PRIMÁRIOS ("Wx", "WxA", "MAP")

1. Observe a indicação do modo selecionado na tela (veja a figura 3).

NOTA

Quando o indicador é ligado, inicialmente o modo "Wx" é, automaticamente, selecionado.

2. Selecione o modo desejado através do botão relativo ao modo desejado pressionando o mesmo.

Figura 3. Apresentação Típica de Formação Meteorológica

E. MODO OPCIONAL DE NAVEGAÇÃO ("NAV") E PROGRAMA DE VÔO ("FLT-LOG")

1. Se um sistema opcional de Navegação ("NAV") estiver conectado através da Unidade Gráfica de Radar, selecione a posição "RTE" no seletor de função da Unidade Gráfica de Radar para que seja mostrado na tela, o programa de vôo do sistema "NAV". Este modo sobrepuja qualquer outra função que esteja sendo operada no momento.

2. Selecione, no seletor de função da Unidade Gráfica de Radar, a posição "NAV" para que os pontos programados sejam mostrados com a informação de curso de acordo com a programação no sistema "NAV". Se outros modos forem selecionados, as informações de "NAV" serão sobrepostas a eles. A palavra "NAV" aparece no canto inferior esquerdo. Para obter-se somente indicação de navegação, pressione a tecla do modo que está sendo mostrado com o modo "NAV" e quando necessário ambas informações, pressione novamente a tecla do modo desejado e a informação "NAV" + "Wx", "WxA" ou "MAP" será restaurada.

F. SELEÇÃO DE ALCANCE

1. Pressione momentaneamente a tecla [△ RNG] para aumentar o alcance mostrado em incrementos (Ex. de 20 a 40, de 40 a 80).

NOTA

A imagem apaga-se completamente e aparece o novo alcance selecionado.

2. Observe se o novo alcance selecionado é mostrado no canto superior direito da tela e ao longo da última marca de alcance.
3. Observe se cada uma das três marcas de alcance intermediárias aparecem ao lado direito do final de cada círculo concêntrico de alcance.
4. Para diminuir o alcance mostrado, pressione a tecla [RNG ▽] para diminuir.
5. Repita os passos 1 ou 4 conforme necessário, para obter o alcance desejado.

G. OPERAÇÃO DA LINHA CURSOR

1. Se uma Unidade Gráfica de Radar estiver conectada, pressione e segure uma das teclas TRK.
2. Observe a tela. Uma linha de cursor branca aparece e mover-se-á vagarosamente cruzando a tela, indo para a esquerda ou para a direita, dependendo de qual das teclas TRK foi mantida pressionada.
3. Quando a linha do cursor atinge a posição desejada, libere a tecla. A linha do cursor para o movimento e sua posição em graus relativos à proa da aeronave, é mostrada na tela por dígitos brancos. A linha de cursor, bem como a indicação digital permanecem visíveis por um período de 10 a 20 segundos, após os quais desaparecem.

NOTA

- A linha de cursor aparecerá no azimute zero graus quando da próxima atuação da tecla TRK.
- O ângulo mostrado relativo à linha de cursor será a proa verdadeira ou magnética da Linha do Cursor (em graus), dependendo do tipo de sistema de NAV. As palavras "TRK HDG" também aparecerão no canto superior esquerdo da tela. Se não houver sistema NAV e a tecla for pressionada, o ângulo da Linha do Cursor mostrado na tela será a proa diferencial.

H. SELEÇÃO DO MODO "TESTE"

1. Inicialmente, gire o seletor da posição "OFF" para a posição "TST".
2. Verifique a tela do indicador. A seqüência de Teste aparecerá entre 7 a 8 segundos após a seleção da posição "TST".
   O ponto exato do término do padrão de teste ou a duração do alcance de cada cor é mostrado na figura 2.
   Observe a presença de quatro cores distintas e na ordem apropriada. Esta seqüência é importante.
3. Se o seletor já está na posição "ON", mova-o para a posição "TST" e observe que o padrão de teste será refletido no alcance selecionado antes da seleção de função teste. Ex.: Se o alcance estava selecionado em 160 milhas, o teste padrão extender-se-á ao redor de 70 milhas somente. Selecione o alcance de 80 milhas para a melhor observação do teste padrão.

I. AJUSTE DO CONTROLE DE INCLINAÇÃO DA ANTENA (TILT)

1. Selecione a faixa de alcance desejada.
2. Com a aeronave em vôo reto e nivelado, gire o controle de inclinação (TILT) no sentido horário (para cima) até que todos os alvos desapareçam da tela.
3. Gire o controle lentamente no sentido anti-horário (para baixo) até que o alvo (solo) reapareça na tela.
4. Gire o controle de inclinação outra vez para cima até que o ponto em que o alvo (solo) desaparece. Neste ponto, o feixe do radar estará varrendo o horizonte e ajustado para operação normal.
5. Se a atitude da aeronave mudar, reajuste a inclinação da antena de acordo com os passos 2 a 4.

NOTA

Uma vez que as informações de solo e meteorológicas retornam com a mesma intensidade, a separação entre as informações de solo e meteorológicas não é sempre eficaz.
Contudo, o uso do controle da inclinação ajudará o piloto na interpretação das informações apresentadas.

A tabela 2 apresenta um guia para o controle de inclinação da antena.
Observe que quando a antena está ajustada em 6° para cima, o alcance da linha de visada é de 87 milhas náuticas. Se o controle de inclinação estiver ajustado acima de 6°, o feixe estará varrendo acima do horizonte. As informações mostradas neste ajuste serão provavelmente meteorológicas, exceto em regiões montanhosas.

ALTURA	ÂNGULO DE INCLINAÇÃO DA ANTENA (para cima)	ALCANCE DA LINHA DE VISADA (milhas náuticas)
1500 m (5000 ft)	6°	87
3000 m (10000 ft)	5°	123
4500 m (15000 ft)	4°	150
7500 m (25000 ft)	3°	194
10500 m (35000 ft)	2°	230

TABELA 2. CONTROLE DE INCLINAÇÃO DA ANTENA

J. PROCEDIMENTO PARA DESLIGAMENTO (no solo)

Quando o seletor passar para a posição "SBY" e "OFF", o sensor de Radar moverá a antena para baixo, para o aumento de proteção do receptor do Radar. Sempre selecione a posição "SBY" ou "OFF" no seletor de função, antes de desligar o interruptor geral dos rádios da aeronave. O sistema radar será desenergizado aproximadamente 5 segundos após ter sido selecionada a posição desligado ("OFF"), para permitir que a antena se mova para a posição abaixada.

SEÇÃO 5 – DESEMPENHO

Não aplicável.

SEÇÃO 9

SUPLEMENTO 22

TRANSMISSOR LOCALIZADOR DE EMERGÊNCIA P/N TPN AE 10027-001 (AF/AP)
FABRICANTE - AEROELETRÔNICA

SEÇÃO 1 - GENERALIDADES

Este Suplemento fornece as informações necessárias à operação da aeronave quando estiver equipada com o Transmissor Localizador de Emergência (TLE) Aeroeletrônica TPN AE 10027-001 (AF/AP).

Este Suplemento foi aprovado pela Divisão de Homologação Aeronáutica do CTA/IFI como parte integrante e permanente deste manual, nele devendo permanecer inserido.

O TLE é composto por um circuito eletrônico com alimentação própria, através de uma bateria, ambos montados em caixa metálica. É um equipamento de rádio que tem por objetivo emitir sinais de emergência nas frequências de 121,5 e 243 MHZ, a fim de serem detectados por outra aeronave ou equipe de salvamento.

O TLE TPN AE 10027-001 (AF/AP) pode ser operado na categoria AF (fixo na aeronave) como transmissor de sinais ou AP (portátil) como transmissor de sinais e transmissor de voz.

O TLE está localizado no final do cone de cauda da aeronave, na lateral direita, e é acessível pelo lado de fora, através de uma janela. Esta janela está fixada na aeronave com prendedores de desconexão rápida tipo Dzus.

Uma inscrição técnica de forma triângular, cor amarela, com os dizeres "TLE - EQUIPAMENTO DE EMERGÊNCIA LOCALIZADO AQUI", está colada nesta janela, tornando fácil a sua visualização.

O TLE TPN AE 10027-001 pode ser operado nos seguintes modos:

A. OPERAÇÃO REMOTA (fixo na aeronave)

Nesta modalidade o TLE possui um painel de comando remoto, instalado no lado esquerdo superior do painel de instrumentos (veja a figura 1).

A chave existente nesse painel possibilita ao piloto ou tripulante o acionamento do TLE diretamente da cabine da aeronave. Permite, também, uma indicação visual de operação do TLE, através de uma luz piloto vermelha existente no painel remoto acima da chave.

A chave de comando do painel remoto possui as seguintes funções:

1. POSIÇÃO LIGA/REARMA

Independente do acionamento, através do sistema inercial ou da seleção do modo de operação da chave, existente no corpo do TLE, ela ativa o instrumento ou permite também que o TLE seja novamente rearmado. Isto é particularmente interessante, caso o TLE tenha sido ativado acidentalmente durante um pouso muito forte. Nessa situação, o piloto é alertado através da luz piloto vermelha existente acima da chave. A chave, então, deve ser posicionada para "LIGA/REARMA" e, em seguida, retornar para a posição "AUTO". Com isso a transmissão cessa e o TLE está pronto para ser novamente ativado.

2. POSIÇÃO AUTO

O TLE possui um sistema inercial de ativação automática que liga, automaticamente, o sistema, sempre que a aeronave sofrer um impacto de V = 35 ± 0,5 Fps e Gth = 2,0 ± 0,3 G's, independente da posição da chave existente no TLE. Permanecendo na posição AUTO, o TLE está automaticamente armado e começará a transmitir sempre que se enquadrar na situação acima.

B. OPERAÇÃO NO MODO PORTÁTIL

A operação, no modo portátil, permite ao piloto ou tripulantes utilizar o TLE fora da aeronave. Para tal, proceda conforme segue:

1. Abra a janela de acesso ao TLE, localizada no final do cone de cauda, na lateral direita da aeronave, identificada com inscrição técnica amarela, de forma triangular, com os seguintes dizeres: "TLE - EQUIPAMENTO DE EMERGÊNCIA LOCALIZADO AQUI".

NOTA

A janela de acesso do TLE está instalada na aeronave com prendedores de desconexão rápida, do tipo Dzus, que para ser removido utiliza-se uma chave de fenda ou qualquer objeto semelhante. Ex.: moeda, canivete, cortador de unha, etc.

2. Gire a borboleta e retire a presilha que prende o TLE ao seu suporte.

3. Retire o TLE de sua bandeja de fixação.

4. Localize, no painel do TLE, a chave de modo de operação (SW2) com as posições "AUTO", "DESLIGA" e "LIGA". Posicione-a em "DESLIGA".

5. Desconecte a cablagem da antena e a cablagem da chave de comando remoto.

6. Remova a antena telescópica portátil (presa na lateral do corpo do TLE), conecte-a no conector BNC do TLE e a estenda totalmente.

7. Posicione a chave SW2 na posição LIGA. Uma luz piloto vermelha, existente no TLE, se acenderá, indicando que o aparelho está transmitindo.
   Para se obter uma boa transmissão, quando da utilização do transmissor, no modo portátil, proceda conforme segue:
   - Manter a antena telescópica totalmente estendida e na posição vertical.
   - Caso o terreno seja um obstáculo a uma boa transmissão (terrenos acidentados como morros ou vales), manter o TLE em posição elevada.
   - Em caso de lugares com temperaturas extremamente baixas, colocar o TLE dentro da roupa, com a antena estendida para fora.
   - Caso seja notada a presença de uma aeronave de salvamento, o TLE pode ser utilizado como transmissor de voz.

Para tal, remova o tampão de borracha que protege a entrada do jack, localizado no TLE, e insira o plugue do microfone (o mesmo existente na aeronave). Para a transmissão de voz, aperte a tecla PTT do microfone. Deve-se ter o cuidado de utilizar o microfone o menor tempo possível, a fim de aumentar o tempo de duração da bateria.

SEÇÃO 2 - LIMITAÇÕES

A. SUBSTITUIÇÃO DA BATERIA

A bateria deverá ser substituída:

1. Depois de 18 meses após a data de fabricação, indicada na etiqueta, colada no corpo da bateria.
2. Depois do transmissor ter sido utilizado em situação de emergência.
3. Depois do transmissor ter sido acionado, inadvertidamente, por tempo desconhecido.
4. Depois do transmissor ter sido operado por mais de uma hora (tempo acumulado nos testes).

NOTA

A nova data de substituição da bateria deve ser claramente marcada no exterior do transmissor.

B. UTILIZAÇÃO DO TLE

1. O TLE é utilizado somente em condições de emergência. A operação não autorizada, está sujeita a punição pelo DAC e DENTEL.
2. Consultar o serviço de proteção ao vôo antes de qualquer teste do TLE.
3. Notificar as autoridades do serviço de tráfego aéreo antes da realização do teste.

NOTA

Para realização do teste, consulte a Seção 4 "PROCEDIMENTOS NORMAIS" deste Suplemento.

SEÇÃO 3 - PROCEDIMENTOS DE EMERGÊNCIA

A. ATIVAÇÃO DO TLE (modo fixo na aeronave)

1. Ativação automática através do sistema inercial
   - A luz piloto, acima da chave de comando remoto do painel, deverá estar acesa.
   - Chave de comando remoto na posição AUTO.

2. Ativação Manual
   - Posicionar a chave de comando remoto em LIGA/REARMA.

B. ATIVAÇÃO DO TLE (modo portátil)

1. Conecte a antena portátil.

2. Posicione a chave SW2 do painel do TLE em LIGA.

3. Para transmissão de voz, conecte o microfone da aeronave.

SEÇÃO 4 - PROCEDIMENTOS NORMAIS

A. ATIVAÇÃO INADVERTIDA DO TLE EM OPERAÇÃO NORMAL

1. Posicione a chave de comando remoto do painel em LIGA/REARMA e retorne para AUTO.

B. PROCEDIMENTOS DE TESTE DO TLE

NOTA

Consulte a Seção 2 (item B) deste Suplemento, antes de fazer qualquer teste com o TLE.

1. Usando o receptor VHF da própria aeronave
   - Ligue o receptor VHF e sintonize a frequência de 121,5 MHZ.
   - Ajuste o volume para ouvir apenas um leve ruído de fundo.

2. Posicione a chave de comando remoto em LIGA/REARMA. A luz piloto vermelha acenderá e a transmissão será captada pelo receptor da aeronave (BIP com varredura decrescente de tons).

3. Retorne a chave para AUTO. A transmissão deve cessar e a lâmpada piloto apagar.

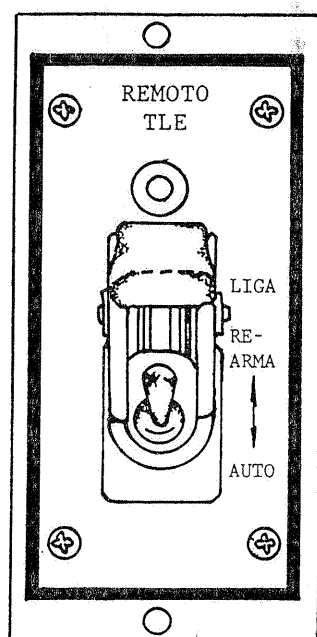



FIGURA 1 - CHAVE DO COMANDO REMOTO DO TLE

SEÇÃO 9

SUPLEMENTO 23

GPS NAVIGATION SYSTEM KING KLN90 / KLN90A

SEÇÃO 1 - GENERALIDADES

Este suplemento fornece informações necessárias à operação da aeronave, quando estiver equipada com o GPS NAVIGATION SYSTEM KING KLN 90 / KLN 90A.
Este suplemento foi aprovado pela Divisão de Homologação Aeronáutica do CTA/IFI, como parte integrante e permanente deste manual, nele devendo permanecer inserido.
O GPS (Global Positioning System) KLN 90 / KLN 90A é um sistema de navegação do tipo R NAV, que opera através de satélites, capaz de fornecer ao piloto informações referentes à posição da aeronave e demais informações úteis à navegação facilitando a operação da aeronave.
O GPS consiste de uma unidade de operação equipada com um banco de dados não volátil, um painel anunciador remoto (ambos localizados no painel de instrumentos do piloto) e de uma antena externa. Um conector identificado como "data load, permite conectá-lo a um microcomputador a fim de realizar a atualização do banco de dados. Os disquetes atualizados do banco de dados estão disponíveis através de uma assinatura com a BENDIX / KING. Para maiores informações, consulte o capítulo 02 do KLN 90A PILOT's GUIDE fornecido com o GPS.

INFORMAÇÕES SOBRE A OPERAÇÃO DO GPS

Com a seletora GPS / NAV posicionada em GPS, o modo NAV do PA recebe informações luminosas das funções descritas abaixo. A intensidade das luzes deste painel é atenuada sempre que o interruptor das luzes de navegação for acionado, proporcionando ao piloto maior conforto em operações noturnas.

A - INDICADOR GPS

Permanece aceso sempre que a chave seletora NAV / GPS estiver no modo GPS. Indica ao piloto que as informações para o HSI, RMI e modo NAV do PA não são mais provenientes do VOR e sim do GPS.

B - INDICADOR MSG (MESSAGE)

O indicador MSG permanece piscando, sempre que a situação merecer uma atenção especial do piloto. Ao pressionar a tecla MSG na unidade do GPS, uma mensagem será demonstrada no display; posteriormente cessa a intermitência do indicador MSG (o apêndice B do PILOT's GUIDE contém uma lista com todas as mensagens e os seus significados).

C - INDICADOR WPT (WAYPOINT)

Aproximadamente 36 segundos antes de alcançar a direção do ponto de referência na rota ou 20 segundos antes de efetuar uma alteração na rota pré-estabelecida, a lâmpada WPT estará piscando. Isto é chamado de "WAYPOINT ALLERTING".

D - INDICADOR WRN (WARN)

O indicador WRN acenderá sempre que:

1. O GPS perder o almanaque dos satélites. Isto ocorre quando o equipamento fica desligado por períodos equivalentes a 4 meses. Nesse caso, deve-se manter o equipamento ligado quando a aeronave estiver fora dos hangares , por um período ininterrupto de aproximadamente 15 minutos. O processo de nova aquisição do almanaque poderá ser monitorado na página "status".Tão logo o processo tenha terminado, a indicação WRN apagará. 2.Houver interrupção ou perda dos sinais captados.

2. Houver interrupção ou perda dos sinais captados.

3. Quando for realizado um translado com o equipamento desligado. Ao ser reativado em nova posição, esta não coincidirá com a última posição por ele memorizada, quando desligado. Nesse caso, a forma mais rápida de fazer a correção será inserir no GPS a sua nova posição. Os procedimentos encontram-se descritos no Pilot's Guide.

E - HSI

1. Uma chave NAV/GPS, acompanhada de um anunciador, ambos localizados no painel de instrumentos do piloto, permite selecionar informações de fonte de navegação entre VOR e GPS para o CDI/HSI.

2. Informações de desvio de curso do GPS KLN 90 / KLN 90A são mostrados na barra do CDI / HSI quando a chave NAV / GPS estiver na posição GPS e a luz do GPS estiver acesa. A informação TO / FROM também será mostrada.

3. O curso deve ser sempre selecionado manualmente no HSI pelo piloto.

ATENÇÃO: As informações de desvio de curso fornecidas pelo GPS são independentes do curso selecionado . Desta forma, se o curso selecionado estiver defasado 180° em relação ao curso real, a informação de desvio será oposta à situação real. Por esse motivo, a bandeira NAV estará sempre presente no HSI, para alertar o piloto de que a fonte de navegação selecionada é GPS e de que a apresentação do HSI pode não ser a situação horizontal real.

4. Quando uma freqüência de LOCALIZER for selecionada o CDI / HSI mudará automáticamente a fonte de navegação para o LOC.

F - PILOTO AUTOMÁTICO

MODO NAV : O piloto automático pode acoplar o modo NAV ao VOR, ao ILS ou ao GPS, dependendo da posição da chave seletora de fonte de navega
ção ou da seleção de uma freqüência LOC no VOR.

ATENÇÃO : O piloto automático segue o curso selecionado no HSI. Portanto, se após a mensagem para alteração de proa e execução de uma curva, indicada no display do GPS, o piloto girar o seletor de curso para o sentido contrário ao lado da curva, a aeronave tende a ir para a direção oposta à desejada. Caso o piloto não altere a proa no seletor de curso, a aeronave tomará uma proa indefinida e a barra de desvio lateral do CDI sairá do centro. Sempre que alterada a posição da chave NAV / GPS, para a posição NAV ou GPS e/ou selecionado no VOR-1 uma freqüência de LOC, o piloto automático irá desacoplar automaticamente.

G - ALIMENTAÇÃO ELÉTRICA

Um disjuntor simples de 3A no painel de disjuntores, identificado por GPS, protege o receptor GPS KLN 90 / KLN 90A.

SEÇÃO 2 - LIMITAÇÕES

ATENÇÃO: O alinhamento do satélite com o GPS não garante os requisitos de cobertura, disponibilidade e integridade dos sinais para as aeronaves com equipamento de navegação civil. Os usuários ficam desse modo advertidos que a disponibilidade e precisão das informações estão sujeitas a alterações.

1. O GPS está limitado para uso VFR e como meio secundário de navegação, somente.
2. O sistema GPS está proibido para operações IFR.
3. As seguintes inscrições técnicas foram acrescentadas no painel de instrumentos, logo acima do GPS

PROIBIDO O USO DO GPS EM IFR

NÃO É PERMITIDO O USO DO GPS COMO MEIO PRIMÁRIO DE NAVEGAÇÃO

4. O GPS somente poderá ser utilizado com o banco de dados atualizado.

SEÇÃO 3 - PROCEDIMENTOS DE EMERGÊNCIA

Não aplicável.

SEÇÃO 4 - PROCEDIMENTOS NORMAIS

Para os procedimentos normais de operação do BENDIX / KING KLN 90 GPS, consulte o PILOT's GUIDE P/N 006-08484-000.
Para os procedimentos normais de operação do BENDIX / KING KLN 90A GPS, consulte o PILOT's GUIDE P/N 006-08743-000.

SEÇÃO 9

SUPLEMENTO 24

GPS NAVIGATION SYSTEM KING KLN 90B

SEÇÃO 1 - GENERALIDADES

Este suplemento fornece informações necessárias à operação da aeronave, quando estiver equipada com o GPS NAVIGATION SYSTEM KING KLN 90B.
Este suplemento foi aprovado pela Divisão de Homologação Aeronáutica do CTA/IFI, como parte integrante e permanente deste manual, nele devendo permanecer inserido.

O GPS (Global Positioning System) KLN 90B é um sistema de navegação do tipo R NAV, que opera através de satélites, capaz de fornecer ao piloto informações referentes à posição da aeronave e demais informações úteis à navegação facilitando a operação da aeronave.

A unidade do GPS KLN 90B é constituída de uma antena de GPS, um computador de navegação contendo um display CRT e todos os controles necessários para operar a unidade. Possui também um cartucho de banco de dados o qual é inserido na parte traseira da unidade.

O cartucho de banco de dados é uma memória eletrônica contendo informações sobre aeroportos, intersecções, SID`s, STAR`s, aproximações por instrumentos, Espaço Aéreo de Uso Especial (SUA) e outras informações de grande utilidade para o piloto.

Quando devidamente instalado e mantido atualizado, o GPS King KLN 90B oferece as seguintes opções de operação (meio suplementar de navegação):

- VFR
- IFR em rota

SEÇÃO 2 - LIMITAÇÕES

A. O manual Pilot`s Guide P/N 006-08773-0000, deve estar disponível para a tripulação de vôo, sempre que o sistema de GPS for utilizado na navegação. O ORS (Operational Revision Status) do manual Pilot`s Guide deve concordar com nível de ORS mostrado na página de auto teste.

B. O sistema de navegação por satélite do KLN 90B está limitado a operações VFR e IFR em rota e é proibido como meio primário de navegação. Não é permitida a execução de SID´s e STAR´s ou aproximações usando o GPS KLN 90B como fonte de navegação.

C. A navegação IFR em Rota está restrita conforme segue:

1. *O sistema deve utilizar o nível 20 de ORS ou outro posterior aprovado pela FAA;*
2. *Os dados da página de auto-teste devem ser verificados antes da utilização. Verifique se as informações atualizadas de altitude estão disponíveis para o sistema de GPS KLN 90B antes do vôo.*
3. *A navegação IFR em rota é proibida exceto se o piloto certificar-se que o banco de dados está atualizado ou verificar cada ponto de rota selecionado quanto a precisão tendo como referência dados atualizados e aprovados.*

D. O placar com as seguintes inscrições deve estar instalado no painel de instrumentos da aeronave, próximo à unidade do GPS:

**NÃO É PERMITIDO O USO DO GPS COMO
MEIO PRIMÁRIO DE NAVEGAÇÃO**

SEÇÃO 3 - PROCEDIMENTOS DE EMERGÊNCIA

A. Se as informações do GPS KLN 90B não estiverem disponíveis ou inválidas, utilize os sistemas de navegação remanescentes conforme a necessidade.

B. Se a mensagem "RAIM NOT AVAILABLE" aparecer em rota, continue a navegação utilizando o KLN 90B ou reverta para um modo alternativo de navegação apropriado para aquela rota ou fase do vôo. Quando optar por continuar a navegação com o GPS, a posição deve ser verificada a cada 15 minutos através de um outro sistema de navegação IFR aprovado.

C. Consulte os apêndices "B" e "C" do Pilot`s Guide quanto aos procedimentos a serem seguidos quando do aparecimento de mensagens no display do GPS.

SEÇÃO 4 - PROCEDIMENTOS NORMAIS

Para os procedimentos normais de operação do GPS BENDIX KING KLN 90B consulte o KLN 90B Pilot`s Guide P/N 006-08773-0000 que deve estar na sua última revisão, fornecido junto com a documentação da aeronave.

A. SISTEMAS DE INDICAÇÃO, BOTÕES E CONTROLES

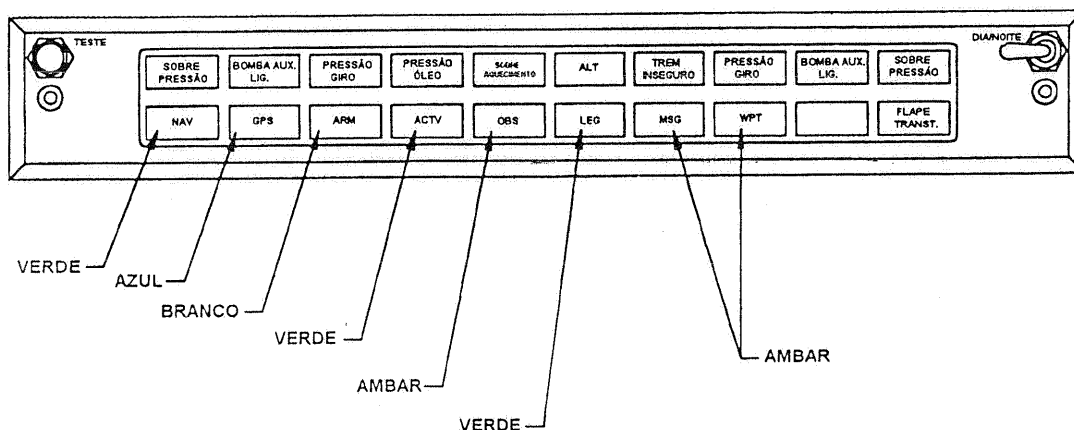



Figura 1 – Painel Anunciador
(localizado no lado esquerdo superior do painel de instrumentos, logo acima do diretor de vôo).

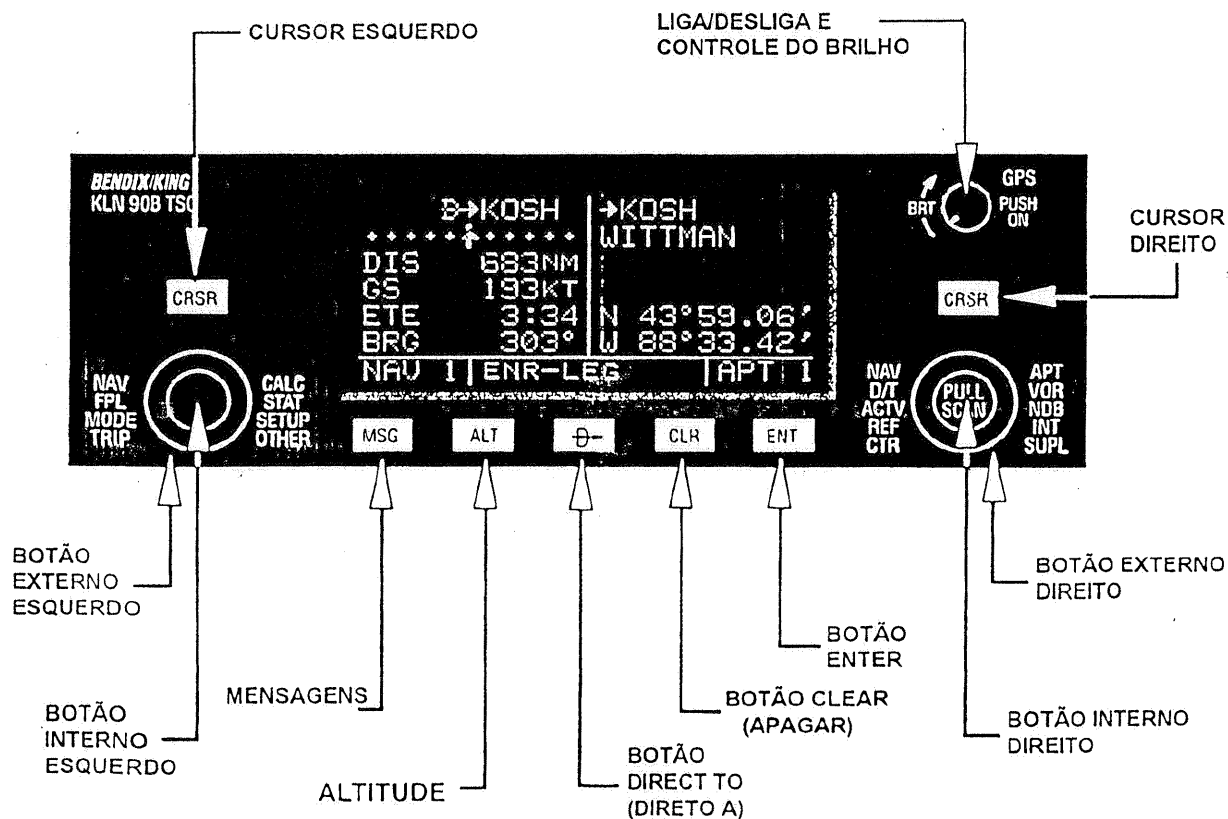



Figura 2 – Apresentação do GPS KLN 90B

1. Interruptor NAV/GPS

   Localizado na parte inferior esquerda do painel de instrumentos, seleciona qual a fonte de sinal, NAV-1 ou GPS, que será apresentada no HSI, no indicador de NAV-1 do RMI e acoplada ao piloto automático. O painel anunciador indica a função selecionada, iluminando a inscrição "NAV" em verde ou "GPS" em azul.

2. Anunciador de Mensagens (MSG)

   No painel anunciador piscará a inscrição MSG na cor âmbar para alertar o piloto de uma situação que requer atenção. Pressione o botão MSG no GPS KLN 90B para visualizar uma mensagem. (O apêndice "B" do Pilot`s Guide contém uma lista de páginas de mensagens e seus significados).

3. Anunciador de Ponto de Rota (WPT)

   Antes de alcançar um ponto de rota no plano de vôo ativo, o GPS KLN 90B proporcionará uma navegação em forma de curva a fim de assegurar uma transição suave entre duas pernas adjacentes no plano de vôo. Esta característica é chamada de antecipação de curva. Aproximadamente 20 segundos antes do começo de uma antecipação de curva, a inscrição WPT no painel anunciador começará a piscar, transformando-se em luz fixa ao iniciar a curva e extinguindo-se após completar a curva. A cor da luz WPT é âmbar.

4. Seletor de Radial Omni ou Botão de Modo Leg (GPS CRS OBS/LEG)

   Usado para selecionar os modos básicos de operação do GPS KLN 90B, um ponto de rota simples com curso radial omni (OBS) (tal qual um VOR) ou a seqüência automática entre os segmentos dos pontos de rota. A cor das luzes são: âmbar para o aviso de modo OBS e verde para o aviso no modo LEG.

NOTA

Ambas as luzes dos modos LEG e OBS iluminam-se durante a operação de auto-teste do sistema, dependendo da posição do botão.

5. Botão de Controle de Curso HSI ①

   Fornece inserções analógicas de curso ao KLN 90B no modo OBS quando o botão NAV/GPS estiver selecionado em GPS. Quando selecionado em NAV, a seleção de curso GPS no modo OBS é digital através do uso dos controles e do display do

KLN 90B. O botão de controle de curso HSI deve também estar ajustado para proporcionar o curso de referência ao piloto automático quando este estiver acoplado ao GPS no modo LEG ou OBS.

NOTA

A centralização manual de curso em HSI no modo OBS através do botão de controle pode ser difícil, especialmente em longas distâncias. Centralizar a Barra de Desvio pode ser a melhor opção, pressionando-se o botão -D→ e então ajustar manualmente o ponteiro do HSI para o valor de curso prescrito no display de mensagens do KLN 90B.

6. Interruptor de Aproximação GPS (Normal/Aproximação Arm)

USO NÃO AUTORIZADO.

B. DISPLAY DO PILOTO

As informações de direcionamento para a esquerda e para a direita são apresentadas no HSI quando for selecionada a posição GPS no interruptor NAV/GPS.
As informações de desvio de curso fornecidas pelo GPS são independentes do curso selecionado. Desta forma, se o curso selecionado estiver defasado em 180° em relação ao curso real, a informação de desvio será oposta à situação real.

C. OPERAÇÃO COM O PILOTO AUTOMÁTICO ACOPLADO.

O KLN 90B pode ser acoplado ao piloto automático selecionado-se a opção GPS no botão NAV/GPS. A seleção manual do curso desejado no ponteiro indicador do HSI é necessária para fornecer o curso de referência ao piloto automático.

NOTAS

1. O piloto automático segue a seleção do botão "COURSE" do HSI. Desta forma, cabe ao piloto conferir a coerência da seleção feita através do botão "COURSE" e a rota desejada.

2. No sobrevôo de um "Waypoint" com o piloto automático acoplado no modo NAV e GPS selecionado, cabe ao piloto selecionar a nova proa através do botão "COURSE" do HSI, pois o piloto automático não fará a mudança automaticamente. Haverá um aviso no equipamento GPS quando

houver uma defasagem maior que 10° entre a proa selecionada no HSI e a indicada pelo GPS.

3. Sempre que a fonte de sinais de navegação for selecionada de VOR para GPS ou vice-versa, haverá o desacoplamento do modo NAV do piloto automático, podendo ser acoplada novamente a qualquer momento, se assim for requerido pelo piloto.

4. Também ocorrerá o desacoplamento do piloto automático quando for selecionada uma freqüência de LOC no VOR.

SEÇÃO 5 – DESEMPENHO

Sem Alterações

SEÇÃO 9

SUPLEMENTO 25

RADAR METEOROLÓGICO BENDIX/KING RDR 2000

SEÇÃO 1 - GENERALIDADES

Este Suplemento fornece as informações necessárias à operação do Radar RDR 2000, de acordo com os regulamentos do CTA.
As informações constantes deste Suplemento devem ser utilizadas em conjunto com o manual completo da aeronave.
Este Suplemento foi aprovado pela Divisão de Homologação Aeronáutica do CTA/IFI como parte integrante e permanente do Manual de Operação da aeronave, nele devendo permanecer inserido sempre que o Radar Meteorológico RDR 2000 estiver instalado.

A. Descrição Geral

O Sistema de Radar Meteorológico Bendix/King RDR 2000 é composto de um conjunto de Antena-Transceptor e Indicador que está instalado no painel de instrumentos da aeronave, na lateral direita do piloto.
O indicador do Radar Meteorológico é composto de uma tela central que é um tubo de raios catódicos quadracolor, que provê indicações de formações meteorológicas no plano horizontal, vertical e mapeamento do solo.

B. Antena do Radar Meteorológico

Está instalada no nariz da aeronave, sendo provida de movimentos laterais e verticais, quando operando no modo Wx/WxA.
Os movimentos laterais são automáticos, sendo executados numa faixa de varredura de 45° para a direita e 45° para a esquerda do eixo longitudinal da aeronave.
Os movimentos verticais são manualmente selecionados para ± 15° e/ou automaticamente controlados pelo sistema de estabilização da antena e mantêm-se na linha de referência de varredura vertical do ângulo selecionado.
Quando operando no modo VP, os movimentos verticais são automáticos, sendo executados numa faixa de 25° para cima e 25° para baixo do eixo longitudinal da aeronave.

OPERAÇÃO

Comandos de Operação e Indicações Visuais

Todos os controles usados para operar o Radar RDR 2000, estão no painel de Controle do Indicador de Radar. Estes controles e as opções da tela estão identificadas na figura 3-1 e 3-2 e estão descritas neste parágrafo.
Uma explanação mais completa sobre a operação e comandos do RDR 2000 pode ser encontrada no RDR 2000 Pilot' s Guide Bendix/King.

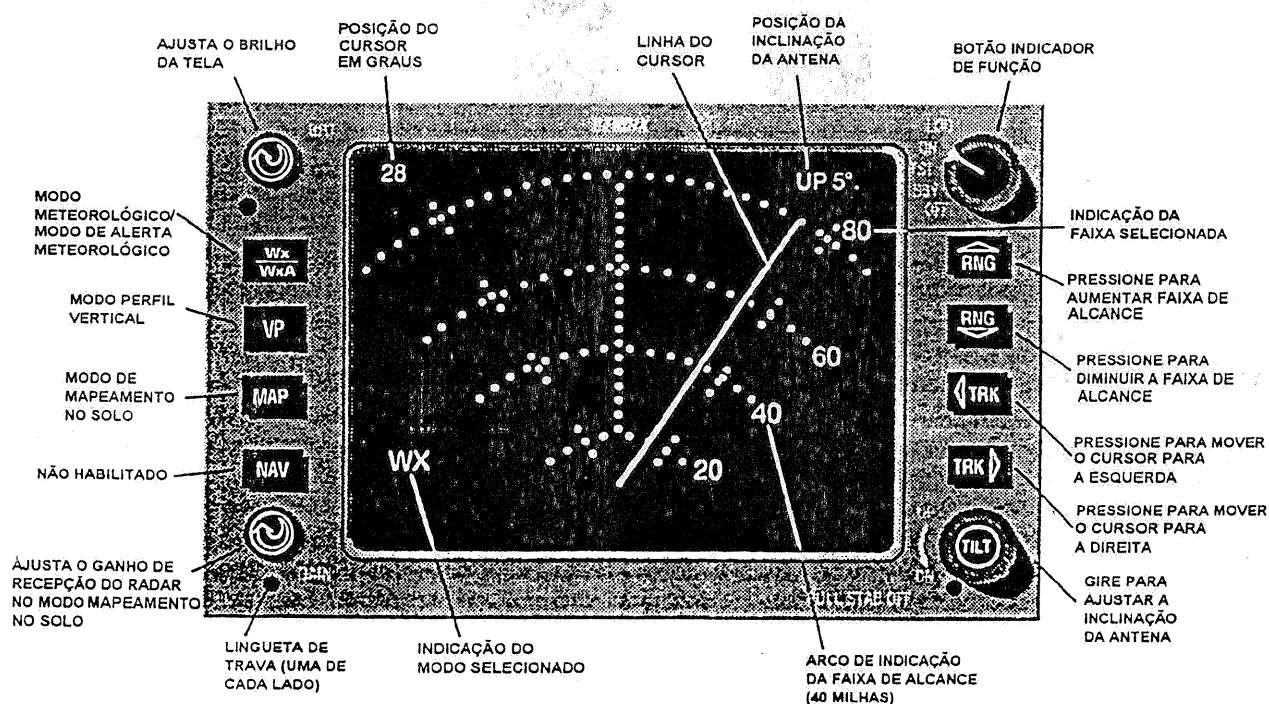
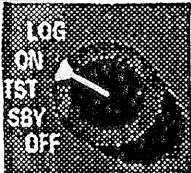



Figura 3-1 - Controles e Opções de Tela do Indicador de Radar

Figura 3-2 - Controles e Opções de Tela Adicionais no Sentido Vertical

BOTÕES/CONTROLES DA TELA E SUAS FUNÇÕES

	BOTÃO	FUNÇÃO
(símbolo)	Controle BRT	Ajusta o brilho da tela para varias condições de iluminação da cabine.

	BOTÃO	FUNÇÃO
Wx WxA	Botão WX/Wxa	Quando pressionado, alterna entre os modos Wx e WxA. • Modo Meteorológico (Wx) Quando em operação, as letras Wx aparecem no canto inferior esquerdo da tela. Neste caso, o modo de compensação meteorológica não é ativado. • Modo de Alerta Meteorológico (WxA) Quando em operação, as letras WxA aparecem no canto inferior esquerdo da tela. O modo de compensação meteorológica é ativado e as áreas na cor magenta permanecem piscando.
VP	Botão VP	Ativa e desativa o Modo de Operação de Perfil Vertical. A inscrição PROFILE aparece no canto superior esquerdo da tela.
MAP	Botão MAP	Ativa e desativa o modo de mapeamento do solo. As letras MAP aparecem na tela. Nesta função, a cor vermelha não é utilizada.
NAV	Botão NAV	NÃO HABILITADO

Funções do Seletor

		1. A posição OFF desliga a energia elétrica primária do sistema. 2. A posição SBY (standby) coloca o sistema na condição de espera durante o período de aquecimento e quando o sistema não estiver em uso. A tela permanece sem indicação, somente com a inscrição STBY mostrada no canto esquerdo inferior. O Modo NAV pode ser selecionado enquanto em standby. Não há transmissões da unidade nesta condição. 3. A posição TST (teste), seleciona a função de teste a fim de determinar a operabilidade do sistema. Um teste padrão é mostrado e um alcance de 80 milhas é automaticamente selecionado, mas pode ser alterado. Não há transmissões da unidade enquanto na condição TST. 4. A posição ON seleciona a condição de operação normal. O radar está transmitindo quando na posição ON. O Modo Wx e a faixa de 80 milhas são automaticamente selecionados quando o radar é ligado. 5. Posição LOG – Não habilitada.

Comando TILT

		Gire este botão para ajustar a inclinação da antena. Ajuste a antena para mover o feixe do radar até um máximo de + 15° acima ou -15° abaixo do eixo longitudinal do avião. A posição de eixo longitudinal é indicado como sendo 0° no controle. O ângulo de inclinação é mostrado no canto direito superior do indicador. Puxando este botão para fora, desabilita-se a estabilização da antena. Uma inscrição "STAB OFF" aparecerá no canto superior direito da tela.

Botão para Aumentar a Faixa de Alcance

		Limpa a tela e avança o alcance de operação do radar para a próxima faixa mais alta cada vez que o botão é pressionado (por exemplo, de 20 para 40, de 40 para 80, etc.), até que a faixa de 240 milhas náuticas seja alcançada. A faixa de alcance selecionada é mostrada no canto direito superior do último arco, e a distância de cada uma das outras faixas são mostradas nas extremidades direitas dos arcos de indicação de distância.

Botão para Diminuir a Faixa de Alcance

		Limpa a tela e seleciona a faixa de alcance de operação do radar imediatamente menor cada vez que o botão é pressionado (por exemplo, de 40 para 20), até que a faixa mínima de 10 milhas náuticas seja alcançada, conforme indicado no arco da extremidade inferior da tela.

Botão de Curso à Esquerda/Direita

	Teclas "TRK"	Quando pressionadas, uma linha amarela de cursor aparecerá na tela. A linha será movimentada para a esquerda ou para a direita enquanto a tecla "TRK" esquerda ou direita for mantida pressionada e parará quando a referida tecla for liberada. A linha do cursor permanece visível na tela durante 10 a 15 segundos após a liberação da tecla. A proa diferencial será indicada por numerais amarelos no canto superior esquerdo da tela e desaparecerá simultaneamente com a linha do cursor.

Botão de Controle GAIN

		Varia o ganho de recepção do radar quando no modo MAP. O Ganho e o STC são pré-ajustados na função teste e nos Modos Wx, WxA e VP. OBS. : "STC" significa Sensity Time Control e serve para diminuir o ganho do receptor quando o sinal recebido estiver forte.

SEÇÃO 2 – LIMITAÇÕES

ATENÇÃO

Não opere o radar durante as operações de reabastecimento de combustível ou próximo a veículos ou recipientes contendo substâncias inflamáveis ou explosivas. Não permita a aproximação de pessoas dentro de um raio de aproximadamente 5m (15 pés) da antena quando o sistema estiver sendo operado.

ADVERTÊNCIA

Os testes envolvendo a radiação de rádio-freqüência pela antena do radar não devem ser feitos quando a antena está direcionada e próxima a grandes massas metálicas tais como hangares, portões ou no interior do hangar. Use a modalidade teste (TEST) ou gire o seletor de função para desligado (OFF), conforme aplicável.

SEÇÃO 3 – PROCEDIMENTOS DE EMERGÊNCIA

A inclusão deste Suplemento não acarreta modificações nos Procedimentos de Emergência, constantes da Seção 3 deste Manual de Operação.

SEÇÃO 4 – PROCEDIMENTOS NORMAIS

PROCEDIMENTOS DE OPERAÇÃO

Generalidades

Existem várias funções no sistema que o operador pode desempenhar ou selecionar, utilizando-se dos controles do indicador do radar. Os procedimentos básicos operacionais são descritos nos parágrafos a seguir.

Nos Modos Wx, WxA, VP e TEST, o ganho é pré-ajustado para se obter uma função calibrada (tela na cor magenta) a um nível pré determinado de célula de mau tempo.
No Modo GND MAP, o ajuste do comando GAIN pode ser uma função do operador (dependendo se a opção selecionada for CONFIGURAÇÃO DE OPERAÇÃO).

Esta característica pode ser importante na obtenção de uma imagem estável durante a variação das condições topográficas.

A operação do comando TILT está descrita no Manual do Piloto. Este controle é importante. O uso inadequado pode levar à não detecção de uma tempestade potencialmente perigosa.

Os botões de comando momentâneo do tipo "pressione e solte" são utilizados no indicador. Os interruptores momentâneos retornam à posição original quando o botão é liberado. Por ordem de função, estes botões são:

BOTÃO	TIPO
Wx/WxA (Meteorológico/Alerta Meteorológico)	Momentâneo
VP	Momentâneo
MAP	Momentâneo
NAV	Momentâneo (Não habilitado)
TRACK (Curso) (Esquerda e Direita)	Momentâneo
RANGE (Alcance) (para cima e para baixo)	Momentâneo

Procedimentos Para Ligar a Unidade

A. Gire o botão de função da posição OFF para a posição TST. Após um tempo de sete a oito segundos, um teste padrão deverá aparecer na tela do indicador.

B. Verifique a tela do indicador. O teste padrão mostrado está no modo teste, indicando a faixa de 80 milhas e contém todas as informações alfanuméricas para Modo, Faixas de Alcance e Arcos das Faixas de Alcance. A palavra TEST aparece no canto esquerdo inferior da tela.

C. Ajuste os controles BRT para o nível desejado de brilho da tela. Observe o teste padrão ilustrado na figura 3-3.

D. Quando houver condições seguras (Consulte as informações de precauções de operação relatadas na seção 2 deste suplemento), coloque o botão de função para a posição ON para ativar o sistema de radar. A tela do indicador passa automaticamente para o Modo Wx.

NOTA

Se o seletor de funções for colocado na posição ON durante o período de pré-aquecimento, a tela terá um padrão preto com um sinal crescente de cor azul ou branco até a faixa de 80 milhas náuticas. Conforme o radar faz a varredura, a cor preta fica deformada.
Um momento antes que o sistema esteja pronto, a tela ficará totalmente preta novamente por alguns segundos. "Weather" será agora mostrado na tela e o sistema está operacional.

Seleção do Modo Primário (Wx, Wxa, Vp, Map)

A. Observe o atual modo indicado na tela (veja a figura 3-4)

NOTA

Quando o indicador for ligado, o primeiro Modo mostrado na tela é o Wx.

B. Para mudar do modo atual para um dos outros modos primários, pressione o botão de acionamento momentâneo desejado.

Seleção da Faixa de Alcance

A. Pressione momentaneamente o botão de aumentar a faixa para selecionar a o intervalo máximo permitido por incremento (por exemplo, de 20 para 40).

NOTA

A tela é apagada completamente e reedita nova faixa selecionada.

B. Observe que a faixa selecionada é mostrada no canto superior direito da tela do indicador e ao longo do último arco de indicação de faixa de alcance.

C. Observe que a distância para cada um dos outros três arcos indicadores de faixa é mostrada no lado direito de cada semi-círculo concêntrico da faixa.
D. Para diminuir a faixa de alcance máxima mostrada, pressione momentaneamente o botão de diminuir a faixa.

E. Repita os passos A ou D conforme necessário para obter a faixa desejada.

Posição do Cursor

A. Pressione e mantenha o botão TRACK esquerdo e uma linha amarela de curso aparecerá. A posição da linha de curso em graus relativa ao nariz da aeronave é mostrada no canto esquerdo superior da tela. Conforme o botão for mantido pressionado, a linha se moverá para a esquerda em incrementos de 1 grau.

B. Pressione e mantenha o botão TRACK direito e a linha se moverá para a direita em incrementos de 1°.

C. Se qualquer dos dois botões não for pressionado por um tempo de 15 segundos, a linha de curso desaparecerá.

D. No Modo de Indicação Vertical, a "camada" do perfil vertical será mantida na posição da linha de curso. Se os botões TRACK forem pressionados, a varredura vertical mudará de posição com a linha de curso e muda de posição em incrementos de 2° no final de cada varredura horizontal.

Seleção do Teste Padrão

A. Inicialmente, gire o botão de função da posição OFF para a posição TST.

B. Verifique a tela do indicador do radar. O teste padrão aparece 7 ou 8 segundos após o botão de função ter sido posicionado de OFF para TST. O ponto exato de término do teste ou a duração da faixa de cada cor é mostrada na figura 3-3. A presença de quatro cores diferentes, na ordem correta é importante.

C. Se o botão indicador de função já estiver na posição ON, mova-o para a posição TST e observe que o teste padrão reflete a faixa selecionada antes do botão de função ter sido movido (por exemplo, se a faixa de alcance tiver sido ajustada para 160 milhas , o teste padrão abrangerá somente uma faixa de 50 milhas das 160 selecionadas. Ajuste a faixa de 80 milhas para um melhor desempenho do teste padrão.

Procedimento Para Desligar a Unidade (No Solo)

O transmissor/Receptor da antena ART 2000, inclinará a antena para baixo, a fim de aumentar a proteção de recepção do radar, quando o indicador estiver com as posições SBY ou OFF selecionadas.

Posicione sempre o botão indicador de função em OFF ou SBY antes de desligar os interruptores principais dos aviônicos da aeronave. O sistema será desligado cerca de 5 segundos após o botão de função ter sido movido para a posição OFF, a fim de permitir à antena se mover para baixo (-25°).

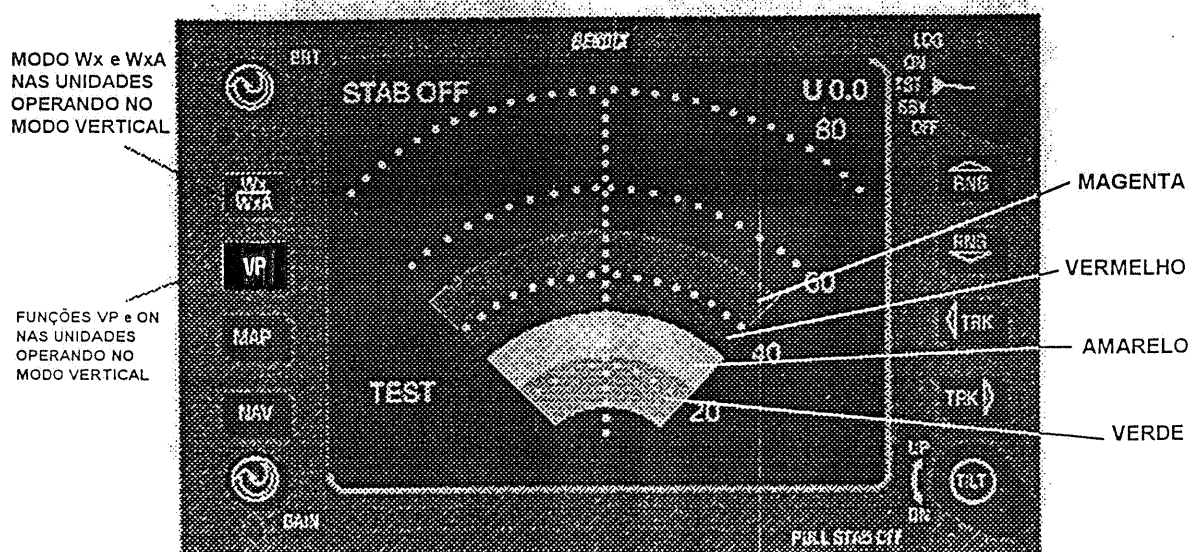



Figura 3-3 – Teste Padrão Típico Mostrado na Tela

NOTA

As inscrições STAB OFF serão mostradas na tela no Modo de Teste Padrão.

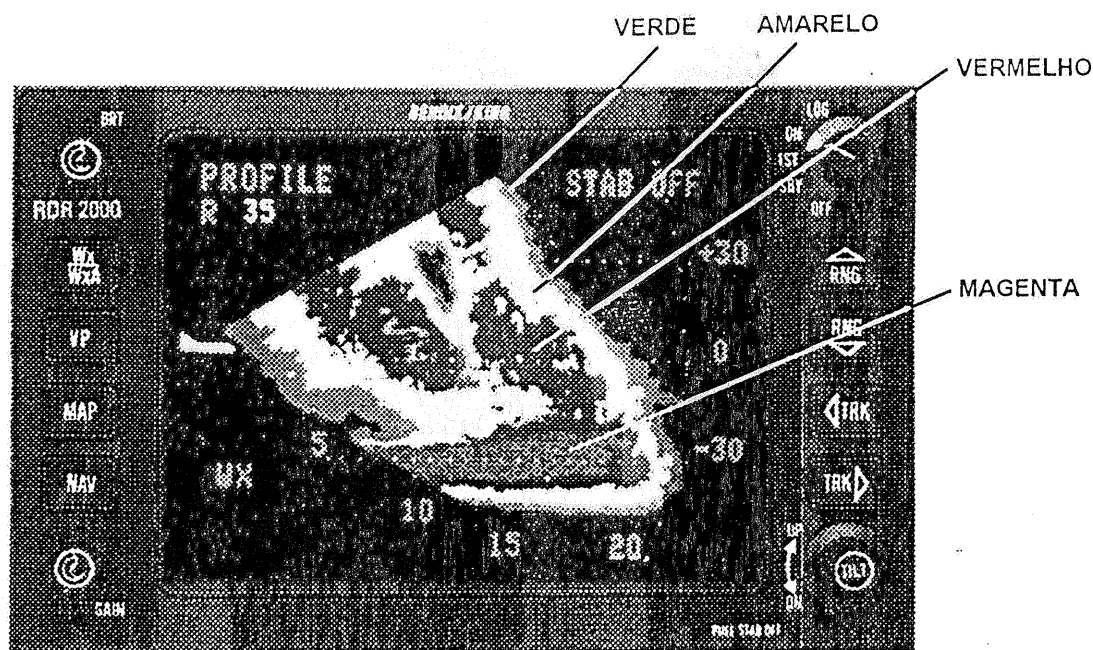



Figura 3-4 – Indicação Típica de Tela Meteorológica

SEÇÃO 10

INFORMAÇÕES ÚTEIS PARA OPERAÇÃO

ÍNDICE

Parágrafo		Página

SEÇÃO 10

INFORMAÇÕES ÚTEIS PARA OPERAÇÃO

10-1. GENERALIDADES

Nesta Seção são apresentadas informações úteis, de particular importância para a segurança operacional do EMB-810D.

10-3. INFORMAÇÕES ÚTEIS PARA OPERAÇÃO

a. Aprenda a compensar o avião para a decolagem, de maneira que um suave esforço sobre o manche, no sentido de cabrar, seja suficiente para tirar o avião do solo.

b. Na decolagem não recolha o trem prematuramente. O avião pode voltar à pista, devido à falta de velocidade, condições atmosféricas ou corrida insuficiente.

c. Os flapes podem ser abaixados a velocidades de até 115 nós V_i. Antes de estender os flapes, é recomendável que o avião esteja a uma velocidade mais baixa, a fim de reduzir as cargas de operação dos mesmos. O degrau do flape não suporta peso quando os flapes estão estendidos em qualquer posição. Os flapes devem estar recolhidos e travados para suportarem peso no degrau.

d. Antes de tentar rearmar qualquer disjuntor, espere dois a cinco minutos, para permitir que esfrie.

e. Observe sempre a posição do trem de pouso, verificando as luzes de indicação do mesmo.

f. Uma indicação de pressão de combustível excessiva no indicador de fluxo de combustível significa, provavelmente a existência de bicos injetores obstruídos.

g. O formato dos tanques de combustível é tal que, em certas manobras, o combustível pode afastar-se da saída do tanque. Se a saída não estiver coberta de combustível, o fluxo é interrompido, podendo resultar numa perda temporária de potência. Isso pode ser evitado pelos pilotos, na medida em que evitem a execução de manobras que possam ter esse efeito. As corridas de decolagem em curva, devem ser evitadas, uma vez que isso pode provocar a interrupção do fluxo de combustível. Derrapagens ou glissadas prolongadas que resultem em perdas de altitude superiores a 2000 pés, ou outras manobras radicais ou extremas que possam deixar descoberta a saída de combustível devem ser evitadas, uma vez que isso pode provocar a interrupção do fluxo de combustível, se o tanque em uso não estiver cheio.

h. Os pedais do leme estão suspensos num tubo de torção que atravessa a fuselagem. O piloto deve familiarizar-se com a posição correta de seus pés nos pedais do leme, a fim de evitar interferência com o tubo de torção ao mover os pedais do leme ou ao operar os freios.

i. As luzes estroboscópias devem estar desligadas quando a aeronave estiver voando dentro de nuvens ou nevoeiro, uma vez que a luz refletida poderá produzir desorientação espacial. Desligue as luzes estroboscópicas quando estiver taxiando próximo a outras aeronaves.

j. Como medida preventiva auxiliar contra acidentes, os pilotos devem obter as informações relativas à segurança, circulares de aviso, etc., publicadas pela Divisão de Homologação do CTA, pelo fabricante, pelo DAC ou por outros órgãos competentes.

l. Reposta lenta da variação da RPM, sobrevelocidade da hélice e baixa recuperação da RPM, após rápida aplicação de potência, são indícios de que a pressão do nitrogênio no cubo da hélice está baixa.

m. A experiência tem mostrado que durante vôos de treinamento, os procedimentos de corte de mistura ou fechamento do combustível, para simular perda de um motor em baixas altitudes, são atitudes que põem em risco a segurança do vôo; por esta razão, é recomendado que a condição de vôo monomotor durante treinamento, seja obtida posicionando-se a manete de potência em "MIN". A manete de potência deve ser recuada lentamente, para evitar a possibilidade de danificar o motor. É recomendado que a potência seja ajustada para 2.200 RPM, quando em operação monomotor simulada.

2.21 TIPOS DE OPERAÇÃO

Esta aeronave está aprovada para os tipos de operações descritos abaixo, quando os equipamentos requeridos pelos requisitos operacionais aplicáveis estiverem instalados e funcionando.

a. VFR Diurno
b. VFR Noturno
c. IFR Diurno**
d. IFR Noturno**

É considerada como *"NÃO APROVADA"*** para vôos ***IFR*** a aeronave que estiver com o sistema de geração de vácuo ou sistema elétrico de back-up inoperantes para o perfeito funcionamento dos instrumentos giroscópicos.
Não são aprovados vôos em condições de formação de gelo.

2.23 LIMITAÇÕES DO SISTEMA DE COMBUSTÍVEL

a. Com os Tanques Intermediários Instalados
- Capacidade Total .... 484 litros (128 US Gal)
- Combustível Não Utilizável .... 19 litros (5 US Gal)
- Combustível Utilizável .... 465 litros (123 Gal)

b. Sem os Tanques Intermediários
- Capacidade Total .... 371 litros (98 US Gal)
- Combustível Não Utilizável .... 19 litros (5 US Gal)
- Combustível Utilizável .... 352 litros (93 US Gal)

NOTA

- Os tanques intermediários, são do tipo "Célula de Combustível" e estão instalados entre os tanques principais de cada asa. O avião é entregue pela NEIVA, com os Tanques Intermediários.
- O combustível Não Utilizável, está fixado em 9,5 litros (2,5 US Gal) em cada asa, em atitudes críticas de vôo.

2.25 NÍVEL DE RUÍDO

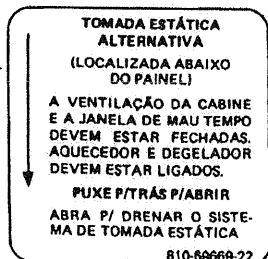
O nível de ruído desta aeronave é de 74,2 dB (A).

2.27 LIMITAÇÕES DO SISTEMA DE AQUECIMENTO

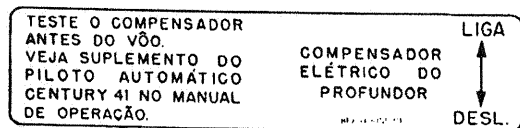
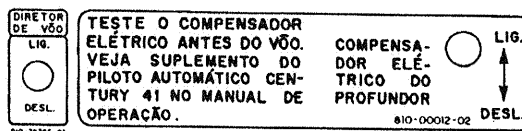
Não é permitida a operação do aquecedor a combustão (Janitrol) acima de 25000 pés).

2.29 ALTITUDE MÁXIMA DE OPERAÇÃO

Esta aeronave não está aprovada para voar acima de 25000 pés. Os vôos até 25000 pés inclusive, são aprovados somente quando a aeronave estiver com sistema de oxigênio de acordo com o FAR 23 1441 (FAA-USA) e sistema de navegação e comunicação exigidos pelos requisitos operacionais aplicáveis, instalados e funcionando.

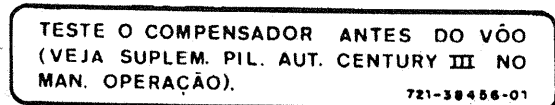
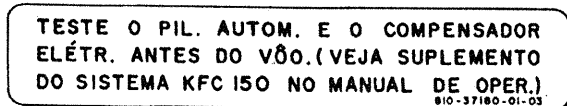
d. À direita do Amperímetro direito:
(Aeronaves N/S 810453 a 810799)

Acima do HF:
(Aeronaves N/S 810800 e seguintes)

810-37212

e. Entre o Painel Programador do P.A. e o Painel de Interruptores: Versão I (Básico)

Acima do Painel Programador do Piloto Automático: Versão II (FAB)

TESTE O COMPENSADOR ANTES DO VÔO (VEJA SUPLEM. PIL. AUT. CENTURY III NO MAN. OPERAÇÃO).
721-38456-01

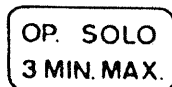
Acima do Indicador de Sucção: Versão III (Aviônicos King)

TESTE O PIL. AUTOM. E O COMPENSADOR ELÉTR. ANTES DO VÔO. (VEJA SUPLEMENTO DO SISTEMA KFC 150 NO MANUAL DE OPER.)
810-37180-01-03

TESTE O PILOTO AUTOMÁTICO E O COMPENSADOR ELÉTRICO ANTES DO VÔO (VEJA SUPLEMENTO DO SISTEMA KFC 150, NO MAN. OPER.)
810-37216

f. Abaixo do Interruptor do Aquecimento do Pitot:

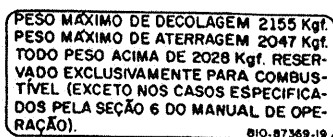
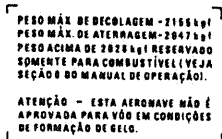
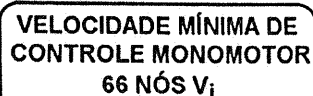
OP. SOLO
3 MIN. MAX.

Aeronaves N/S 810453 a 810799

OPER SOLO
MAX. 3 MIN.

Aeronaves N/S 810800 e seguintes

g. Abaixo do Grupo de Instrumentos do Motor:

Aeronaves N/S 840453 a 810799

PESO MÁXIMO DE DECOLAGEM 2155 Kgf.
PESO MÁXIMO DE ATERRAGEM 2047 Kgf.
TODO PESO ACIMA DE 2028 Kgf. RESERVADO EXCLUSIVAMENTE PARA COMBUSTÍVEL (EXCETO NOS CASOS ESPECIFICADOS PELA SEÇÃO 6 DO MANUAL DE OPERAÇÃO).
810-87369-19

Aeronaves N/S 810800 a 810844

PESO MÁX. DE DECOLAGEM - 2155 kgf
PESO MÁX. DE ATERRAGEM - 2047 kgf
PESO ACIMA DE 2028 kgf RESERVADO SOMENTE PARA COMBUSTÍVEL (VEJA SEÇÃO 6 DO MANUAL DE OPERAÇÃO).
ATENÇÃO - ESTA AERONAVE NÃO É APROVADA PARA VÔO EM CONDIÇÕES DE FORMAÇÃO DE GELO.

À Esquerda da Coluna do manche do Piloto:

VELOCIDADE MÍNIMA DE CONTROLE MONOMOTOR
66 NÓS V_i
810-69669-130-01

Se o motor tiver dado partida e estiver funcionando, continue operando para tentar levar o fogo para dentro do mesmo.

Se o fogo continuar, use o melhor recurso externo de extinção disponível.

Se for usado um meio externo de extinção:

Seletoras de Combustível	- FECHA
Manete de Mistura	- CORTE

FOGO NO MOTOR EM VÔO

Motor Afetado:

Seletora de Combustível	- FECHA
Manete de Potência	- MIN
Manete de Hélice	- BANDEIRA
Manete de Mistura	- CORTE
Aquecimento da Cabine	- Desligado (OFF)
Desembaciamento	- Desligado (OFF)
Flapes do Motor	- Abertos
Motor Afetado	- Procedimento completo de segurança do motor (cap. 3-3 do MO).

Se o fogo persistir:

Velocidade	- Aumente para tentar apagar o fogo.

Pouse Imediatamente se o Terreno Permitir

CONTROLE DO COMBUSTÍVEL DURANTE OPERAÇÃO MONOMOTOR

CRUZEIRO

Quando utilizar combustível proveniente do tanque do mesmo lado do motor remanescente:

Seletora de Combustível (Motor Remanescente)	- ABRE
Seletora de Combustível (Motor Inoperante)	- FECHA
Bombas Auxiliares de Combustível	- Desligue

Quando utilizar combustível proveniente do tanque do lado oposto ao do motor remanescente:

Seletora de Combustível (Motor Remanescente)	- ALIMENT CRUZADA
Seletora de Combustível (Motor Inoperante)	- FECHA
Bombas Auxiliares de Combustível	- Desligue

NOTA

Use Alimentação Cruzada Somente em Vôo Nivelado.
Não utilize a alimentação cruzada quando o tanque do lado do motor remanescente tiver cheio, pois poderá haver perda de combustível através do suspiro do tanque. Veja procedimento detalhado no parágrafo 3-11.

Ligue os magnetos, ajuste a manete de hélice toda para a frente e acione o motor de partida, até a hélice girar em molinete. Se o motor não der partida, escorve-o conforme necessário e torne a acionar o motor de partida. Após a partida do motor, coloque o interruptor da bomba auxiliar de combustível em "DESL", recue a manete de potência até que o motor se aqueça e ligue o interruptor do alternador.

3-9 FOGO NO MOTOR

FOGO NO MOTOR NO SOLO

A primeira tentativa para extinção do fogo consiste em procurar aspirar o fogo para dentro do motor. Se o motor não tiver dado partida, posicione a manete de mistura em "CORTE", avance a manete de potência e acione o motor de partida.
Se o motor der partida e estiver funcionando, continue a operá-lo para tentar aspirar o fogo para o interior do mesmo.
Em qualquer dos casos acima, se o fogo persistir por mais alguns segundos, a sua extinção deverá ser feita mediante o uso do melhor recurso externo disponível.
Se for utilizado um recurso externo de extinção de fogo, as seletoras de combustível devem estar na posição "FECHA" e a manete de mistura na posição "CORTE".

FOGO NO MOTOR EM VÔO

O procedimento abaixo é de caráter geral, prevalecendo o julgamento do piloto como fator determinante quanto às providências a serem tomadas diante de tal emergência.
Se ocorrer fogo em um motor em vôo, posicione a seletora de combustível do motor afetado em "FECHA". Embandeire a hélice e coloque a manete de mistura na posição "CORTE".
Os flapes de refrigeração deverão estar abertos.
Desligue o aquecedor de cabine e o desembaciador. Após completar os procedimentos de segurança do motor afetado (parágrafo 3.3) e, se o fogo persistir, aumente a velocidade o máximo possível para tentar apagar o fogo.
Pouse imediatamente se o terreno permitir.

3-10 CONTROLE DO COMBUSTÍVEL DURANTE A OPERAÇÃO MONOMOTOR

Deve ser estabelecida a alimentação cruzada durante a operação monomotor para aumentar o alcance.
Use alimentação cruzada somente em vôo nivelado.

CRUZEIRO

Quando utilizar o combustível proveniente do tanque ao lado do motor remanescente, a seletora de combustível desse tanque deve estar posicionada em "ABRE" e a do motor inoperante posicionada em "FECHA". As bombas auxiliares de combustível devem permanecer desligadas exceto no caso de falha da bomba de combustível do motor. No caso de falha da bomba de combustível do motor operante, a bomba auxiliar desse motor deve ser ligada em "HI".
O alcance em vôo monomotor pode ser ampliado, utilizando-se o combustível proveniente do tanque do lado oposto ao do motor remanescente. Para essa operação, a seletora de combustível do motor remanescente deve ser posicionada em ALIMENT CRUZADA e a seletora de combustível do motor

Se isto não acontecer, proceda como segue:
Desligue o interruptor da bateria e as indicações de corrente dos alternadores deverão decrescer. Ligue o interruptor da bateria. Caso as indicações de corrente dos alternadores não decrescerem, posicione o interruptor da bateria em "OFF" e pouse assim que for praticável. Toda a carga elétrica estará sendo fornecida pelos alternadores. Esteja atento para ocorrência de uma falha completa no sistema elétrico.

NOTA

Uma operação com o interruptor do alternador ligado (ON) e o interruptor da bateria desligado (OFF), deverá ser executada somente quando necessário, em caso de falha elétrica da bateria, pois poderá causar aumento de voltagem no sistema e ruído na freqüência do rádio.

3-25 FALHAS NO SISTEMA DE SUCÇÃO

Uma pane no sistema de sucção é caracterizada por uma leitura de baixa pressão no indicador de sucção. No caso de falha de uma bomba de sucção ou de corte de um motor, acenderá uma luz de advertência (GYRO AIR) no painel de alarme, porém isto não indica propriamente uma pane no sistema de sucção, visto que a bomba do outro motor está alimentando o sistema com a pressão adequada. Na eventualidade de uma pane no sistema de sucção (pressão de sucção abaixo de 4,5 pol.Hg), aumente a rotação do (s) motor (es) para 2600 RPM. Se possível, desça para uma altitude onde a pressão de 4,5 pol. Hg possa ser mantida. Use o indicador elétrico de curva para monitorar o indicador de atitude e o indicador de curso. Nas aeronaves N/S 810515, 810541 e seguintes, o indicador de curso do 1º piloto é elétrico, portanto não é afetado por problemas de sucção.

ADVERTÊNCIA

A falha da bomba de vácuo ou qualquer outro componente do sistema pneumático durante vôos IFR, pode causar desorientação espacial do piloto e subseqüente perda de controle da aeronave.
A falha da bomba de vácuo ou do sistema pneumático ocorre sem prévio aviso.
Assim, qualquer componente do sistema de vácuo (bombas, acoplamentos, filtros, válvulas, etc) que estiver inoperante, **DEVE SER REPARADO E/OU SUBSTITUÍDO ANTES DO PRÓXIMO VÔO.**

A Neiva recomenda ainda, a fiel observância dos procedimentos de manutenção do sistema, que envolvem inspeções periódicas, inspeções especiais, cumprimento de Boletins de Serviço, DA´s, AD´s, etc.

3-27 RECUPERAÇÃO DE "PARAFUSO"

São proibidos parafusos intencionais; todavia, se um parafuso ocorrer, aplique medidas imediatas de recuperação.

Tomada Estática Esquerda	- Desobstruída
Entrada de Ar Externo	- Desobstruída
Empenagem	- Verifique
Estabilizador	- Verifique - Movimentos Livres
Tomada Estática Direita	- Desobstruída
Antenas	- Verifique

c. APÓS A INSPEÇÃO EXTERNA

Interruptor da bateria	- Ligue (ON)
Luzes de Navegação, Anti-Colisão e Farol de Aterragem	- Ligue - Verifique Acendimento e Desligue.
Aquecimento Tubo Pitot	- Ligue - Verifique Aquecimento (3 min. Máximo) e Desligue.
Interruptor da Bateria	- Desligue (OFF)

ANTES DA PARTIDA DOS MOTORES

Poltronas	- Ajustadas
Cintos de Segurança (Abdominais e de Ombro)	- Apertados. Verifique o Funcionamento da Carretilha Inercial.
Freio de Estacionamento	- Aplicado
Disjuntores	- Armados
Rádios	- Desligados (OFF)
Flapes de Refrigeração	- Abra
Entrada Alternativa de Ar	- Feche
Alternadores	- Ligue
Piloto Automático (Se Instalado)	- Teste
Sistema de Sucção do Sistema Giroscópico	*- Verifique conforme segue:*

1. *Dê partida no motor esquerdo seguindo os procedimentos de partida descritos nos itens 4-15 a 4-21 deste manual.*
2. *A partir da marcha lenta, aumente a rotação lentamente até atingir 2000 RPM. Para esta rotação, a indicação de pressão do sistema de vácuo deverá ser de 4,8 a 5,1 pol. hg. e a luz indicadora de falha do sistema de vácuo deverá estar apagada.*
3. *Corte o motor esquerdo e repita o procedimento para o motor direito.*
4. *Caso os requisitos acima não sejam cumpridos, mesmo que somente em um dos motores, verifique e corrija a pane antes do próximo vôo.*

PARTIDA DOS MOTORES (Com o Sistema Padrão de Escorvamento)

Seletora de Combustível	- Abre
Manete de Mistura	- Rica
Manete de Potência	- Meio Curso
Manete de Hélice	- Max. RPM
Interruptor da Bateria	- Ligue (ON)
Interruptores dos Magnetos	- Ligue (ON)

7-19. SISTEMA DE SUCÇÃO

Os instrumentos giroscópicos são operados por um sistema de sucção (figura 7-9). O sistema consiste de uma bomba de sucção em cada motor, tubulações e equipamento de regulagem.
As bombas de sucção são do tipo seco, que dispensam o uso de separador de ar/óleo e cada uma possui um eixo cisalhável que protege o respectivo motor contra danos.
O indicador de pressão de sucção instalado no centro do painel de instrumentos, abaixo dos rádios (figura 7-11), fornece ao piloto informações sobre a operação do sistema de sucção. Uma queda de pressão no sistema, caso a mesma tenha permanecido constante durante um longo período, pode ser indício de telas ou filtros sujos, e possivelmente, reguladores de pressão emperrados ou vazamento no sistema. Duas luzes de advertência, indicadoras de baixa pressão de sucção (GYRO AIR), estão insta- ladas no painel de alarme. Estas luzes, ao se acenderem, indicam falha da respectiva bomba de vácuo; estas luzes se acendem também no corte dos motores ou embandeiramento das hélices. Os interruptores de pressão de vácuo, que acionam as luzes de advertência, estão calibrados para comandarem este acendimento quando a pressão da respectiva bomba cair para valores inferiores a 4,0 pol. Hg. No caso de ocorrer qualquer variação anormal na indicação, o piloto deve tomar providências para sanar a pane, a fim de evitar possíveis danos aos componentes do sistema, ou eventual falha do mesmo. Para proteção dos giroscópios, estão instaladas no sistema duas válvulas reguladoras de pressão de sucção. As válvulas devem estar reguladas para uma pressão de sucção de 4,8 a 5,1 pol. Hg, regulagem esta que proporciona o funcionamento normal dos instrumentos giroscópicos. Ajustes mais altos danificam os giroscópios, ao passo que mais baixos reduzem a confiabilidade das indicações dos instrumentos giroscópicos. As válvulas reguladoras estão localizadas atrás da parede de fogo de cada motor.

ADVERTÊNCIA

A falha da bomba de vácuo ou qualquer outro componente do sistema pneumático durante vôos IFR, pode causar desorientação espacial do piloto e subseqüente perda de controle da aeronave.
A falha da bomba de vácuo ou do sistema pneumático ocorre sem prévio aviso.
Assim, qualquer componente do sistema de vácuo (bombas, acoplamentos, filtros, válvulas, etc) que estiver inoperante, **DEVE SER REPARADO E/OU SUBSTITUÍDO ANTES DO PRÓXIMO VÔO.**

A Neiva recomenda ainda, a fiel observância dos procedimentos de manutenção do sistema, que envolvem inspeções periódicas, inspeções especiais, cumprimento de Boletins de Serviço, DA´s, AD´s, etc.